

Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»

Прикладна та експериментальна аеродинаміка

ПРИКЛАДНА ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА АЕРОДИНАМІКА

Методичні вказівки

до виконання лабораторних занять для спеціальності
6.05110101 «Літаки і вертольоти»
(електронне видання)

Рекомендовано Вченою радою факультету АКС

Київ
НТУУ «КПІ»
2016

Прикладна та експериментальна аеродинаміка [Текст]: метод. вказівки до виконання лабораторних занять кредитного модуля «Прикладна та експериментальна аеродинаміка» для спеціальності 6.05110101 «Літаки і вертольоти» / Уклад. І. С. Кривохатько. – К. : НТУУ «КПІ», 2016. – 96 с.

*Гриф наданий Вченою радою факультету АКС
(Протокол № від 2016 р.)*

Прикладна та експериментальна аеродинаміка

Електронне видання

ПРИКЛАДНА ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА АЕРОДИНАМІКА

Методичні вказівки

до виконання лабораторних занять для спеціальності 6.05110101
«Літаки і вертольоти»

Укладач

Кривохатько Ілля Станіславович, асист.

Відповідальний редактор

Сухов В. В., д. т. н., професор

Рецензент

Зінченко В. П., к. т. н., доцент

ЗМІСТ

ВСТУП	4
ОРГАНІЗАЦІЯ ТА ПРОВЕДЕННЯ ЛАБОРАТОРНИХ ЗАНЯТЬ	5
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №1	
Градуювання мікроманометру.....	7
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №2	
Градуювання приймача повітряного тиску.....	16
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №3	
Визначення коефіцієнта поля швидкісних напорів в робочій частині аеродинамічної труби.....	24
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №4	
Візуальні методи дослідження обтікання моделей у аеродинамічній трубі	32
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №5	
Визначення основних аеродинамічних коефіцієнтів моделі літального апарата (моделі відсіку крила)	41
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №6	
Дослідження розподілу повітряного тиску по поверхні моделі відсіку крила	51
ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №7	
Визначення шарнірних моментів органів керування літального апарата на моделі ізольованого хвостового оперення	59

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №8

Дослідження засобів збільшення підйимальної сили крила.....69

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №9

Дослідження профілю швидкостей у примежовому шарі крила.....78

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №10

Визначення кута скосу потоку та коефіцієнта гальмування потоку біля хвостового оперення.....87

ВСТУП

Невід'ємною складовою підготовки інженера-конструктора літальних апаратів є вивчення аеродинаміки. Попри розвиток інформаційних технологій методи обчислювальної аеродинаміки не є самодостатніми, і найбільш достовірні результати забезпечують експериментальні випробування.

У зв'язку з цим до курсу підготовки бакалаврів «Авіа- та ракетобудування» включена дисципліна «Прикладна та експериментальна аеродинаміка», що базується на попередніх курсах: «Аерогідродинаміка та гідравліка-1», «Аерогідродинаміка та гідравліка-2», «Аеродинаміка літака-1. Аеродинамічне проектування», «Аеродинаміка літака-2. Практична аеродинаміка».

Курс лабораторних робіт кредитного модуля «Прикладна та експериментальна аеродинаміка» призначено для отримання нових знань і вмінь, пов'язаних з експериментальним визначенням розподілених та сумарних аеродинамічних характеристик, аналізом аеродинамічних характеристик і візуалізацією обтікання літальних апаратів.

ОРГАНІЗАЦІЯ ТА ПРОВЕДЕННЯ ЛАБОРАТОРНИХ ЗАНЯТЬ

Виконання і захист лабораторних робіт є необхідною умовою допуску студента до заліку.

Лабораторні роботи виконуються студентами в присутності викладача протягом семестру на базі аеродинамічної лабораторії АТ-1 ДП «Антонов», а також учбового центру.

Даними методичними вказівками передбачено виконання 10 лабораторних робіт за тематикою: «Градуювання мікроманометру», «Градуювання приймача повітряного тиску», «Визначення коефіцієнта поля швидкісних напорів в робочій частині аеродинамічної труби», «Візуальні методи дослідження обтікання моделей у аеродинамічній

трубі», «Визначення основних аеродинамічних коефіцієнтів моделі літального апарата (моделі відсіку крила)», «Дослідження розподілу повітряного тиску по поверхні моделі відсіку крила», «Визначення шарнірних моментів органів керування літального апарата на моделі ізольованого хвостового оперення», «Дослідження засобів збільшення підйімальної сили крила», «Дослідження профілю швидкостей в примежовому шарі крила», «Визначення кута скосу потоку та коефіцієнта гальмування потоку біля хвостового оперення». Зміст робіт може варіюватись в залежності в поточних випробувань, що відбуваються в аеродинамічній трубі. Загальна кількість лабораторних занять визначається у відповідності до робочого плану дисципліни, затвердженого завідувачем кафедри.

Перед виконанням лабораторної роботи викладач проводить опитування студентів за темою попередньої лабораторної роботи для закріплення та поглиблення теоретичних знань. Після опитування оголошується тема лабораторної роботи і проводиться коротка теоретична викладка змісту роботи, звертається увага студентів на ключові моменти й особливості роботи.

Кожна лабораторна робота виконується студентом згідно варіанту, вказаного викладачем, індивідуально, якщо інше не вказано в ході лабораторної роботи.

В ході виконання лабораторної роботи студент зобов'язаний строго дотримуватись всіх пунктів, вказаних в даних методичних вказівках.

Студент зобов'язаний бути присутнім на всіх лабораторних заняттях. Студент, що пропустив заняття з поважної причини виконує весь обсяг роботи в час, встановлений викладачем. Студент, що пропустив заняття без поважної причини, виконує весь обсяг роботи і отримує додаткове завдання.

Після виконання лабораторної роботи студент оформлює звіт згідно з вимогами, вказаними до конкретної роботи. У випадку

незадовільного знання студентом пройденого матеріалу, викладач має право дати для виконання інший варіант лабораторної роботи.

Строк захисту лабораторної роботи визначається викладачем.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №1

Градуювання мікроманометру

Мета лабораторної роботи: набуття навичок в користуванні з основним приладом, що застосовується в усіх подальших роботах, ознайомлення з його конструкцією; оцінка похибок вимірювань.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 3 години.

Стислі теоретичні відомості:

Принципом будь-якого механічного вимірювання аеродинамічних параметрів є перетворення вимірюваного параметру на лінійне або кутове переміщення індикатора (стрілки) вздовж шкали. Якщо температуру можна вимірювати на базі явища лінійного розширення речовини (наприклад, ртуті в термометрі), то для швидкості потоку прямі вимірювання провести складніше. Найчастіше швидкість визначають опосередковано через тиск (різницю тисків) на підставі закону Бернуллі. Тиск можна виміряти шляхом зведення до сили, прикладеної до пружини, що згідно закону Гука лінійно зв'язує силу та переміщення (стрілки приладу); або різницю тисків можна звести до перепаду висот в П-подібній трубці, при чому різниця висот в двох колінах буде прямо пропорційною до різниці тисків.

Одним з основних вимірів в експериментальній аеродинаміці є вимір надлишкового тиску в потоці повітря, наприклад, різниці між статичним тиском в потоці та атмосферним тиском, повним напором та статичним тиском тощо. Ці виміри виконуються за допомогою мікроманометрів (рис. 1.1).

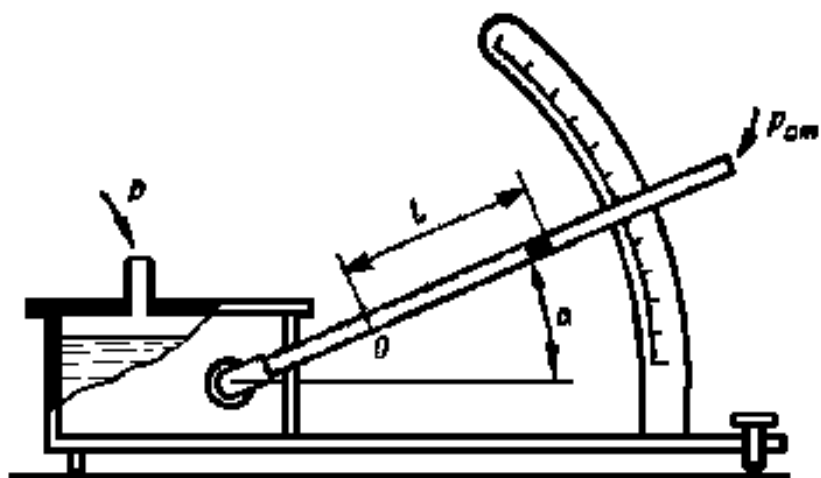


Рис. 1.1. Мікроманометр зі змінним нахилом трубки [1]

Існує велика кількість манометрів через різноманітність поставлених задач: вимір великих і малих перепадів тиску, малих тисків (вакуумметрія), змінних тисків з дуже високими частотами коливань тощо. Основні типи манометрів: рідинні, пружинні (пластинчаті та трубчаті), датчики тиску, що перетворюють тиск в електросигнал (індукційні, ємнісні, тензометричні). «Класичним» і найбільш розповсюдженим приладом є рідинний манометр або мікроманометр. Рідина, що використовується у манометрі, повинна мати малу в'язкість і малу величину капілярної константи, мало випаровуватись, бути неохильною до забруднення, хімічно стійкою та не поглинати вологу з оточуючого середовища. Питома вага рідин, що застосовується у мікроманометрах, коливається від 7 до 40 Н/дм³, за виключенням ртуті з питомою вагою 133,4 Н/дм³. Конструктивне оформлення мікроманометрів досить різноманітне, в основному через необхідність підвищення точності вимірювань.

Необхідність більшої швидкодії призвела до використання пружинних манометрів та різного типу датчиків тиску. Хоча всі вони характеризуються меншою точністю, однак, стали досить поширеними, наприклад, мембранні та сильфонні прилади.

Для створення ясного уявлення про принципи та точність виміру тиску мікроманометром корисно провести градуювання мікроманометра (рис. 1.2).

Мікроманометр являє собою двоколінну трубку, заповнену рідиною. До обох колін за допомогою трубок з гуми або іншого матеріалу підводять тиски, різницю яких необхідно виміряти. Звичайно одне з колін мікроманометра (бачок) має значно більший поперечний переріз, ніж інше (скляна трубка).

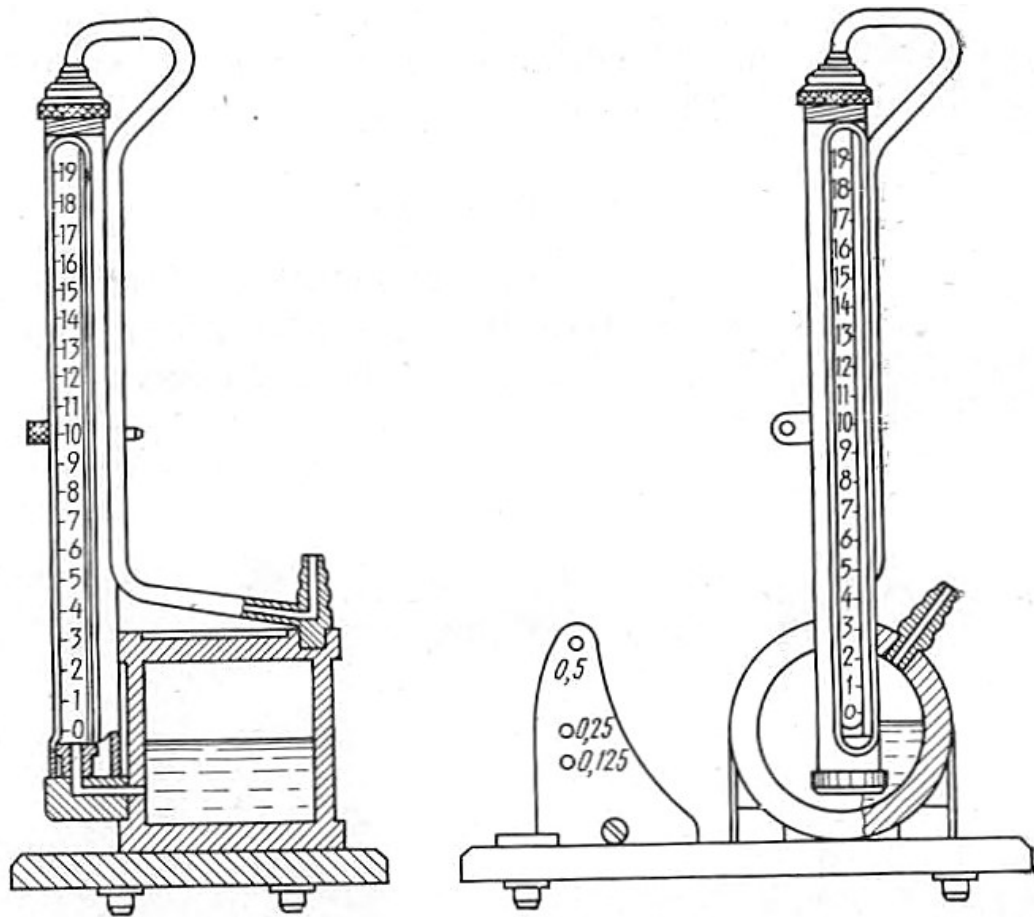


Рис. 1.2. Схема мікроманометра типу ЦАГІ

Підвищений тиск підводиться до бачка манометра, понижене – до скляної трубки, при цьому рівень рідини в бачку знижується, а в трубці підвищується.

Позначимо підвищений тиск через p_1 , а понижений – через p_2 (у рівновазі), одержимо

$$\frac{p_1}{\gamma_m} - \Delta h = \frac{p_2}{\gamma_m} + a_H \sin \varphi, \quad (1.1)$$

де $\gamma_m = \gamma - \gamma_v$ – вага одиниці об’єму рідини в мікроманометрі (у вакуумі); γ_v – вага у вакуумі одиниці об’єму повітря, тиски в якому p_1 і p_2 вимірюються; a_H – різниця рівнів рідини в скляній трубці, яка вимірюється по довжині трубки від початкового (нульового) положення; Δh – переміщення рівня рідини в бачку від початкового (нульового) положення; φ – кут між віссю трубки манометра та горизонтом.

Отже, різниця тисків дорівнює

$$p_1 - p_2 = (a_H + \Delta h / \sin \varphi) \sin \varphi \gamma_m \quad (1.2)$$

Звичайно приймають $\gamma_m = \gamma$.

У формулі (1.2) величина $a_H = a - a_0$, де a і a_0 відраховуються за шкалою на боковій поверхні вузького скляного коліна до досліду та під час його проведення.

Різниця тисків визначається зміною положення меніску рідини. При заданій різниці тисків ($p_1 - p_2$) ця зміна буде тим більшою чим менше кут нахилу трубки манометру. Таким чином, збільшення кута φ призводить безпосередньо до збільшення відрахованої величини, тобто до збільшення точності вимірювання. Однак це справедливо лише до певної межі: при $\sin \varphi \leq 0,04$ починають проявлятися похибки, обумовлені капілярними законами рідини в мікроманометрі.

Крім того, для підвищення точності відліку в прецизійних манометрах спеціальних типів застосовуються оптичні пристрої.

Якщо площу (в мм^2) дзеркала рідини в бачку позначити через F , а площу поперечного перерізу скляної трубки – через f , то простий

розрахунок об'єму рідини, витісненої з широкого коліна у вузьке, показує, що

$$\Delta h = \frac{f}{F} a_H.$$

Тобто, наприклад, якщо вісь бачка розташована вертикально, а діаметр його $D=100$ мм, то при діаметрі трубочки $d=7$ мм Δh складає 0,5 % від a_H .

Отже, $p_1 - p_2 = a_H \sin \varphi \gamma (1 + f / F \sin \varphi)$, тобто величина Δh враховується введенням поправки $K = 1 + f / F \sin \varphi$, яка називається коефіцієнтом мікроманометра. Введення коефіцієнта K , дозволяє обмежитись лише одним відліком – величини a_H . При цьому похибка відліку зменшується вдвічі, і робоча формула набуває вигляду:

$$p_1 - p_2 = a_H \sin \varphi \gamma K. \quad (1.3)$$

Позначимо через γ_c вагу одиниці об'єму рідини в мікроманометрі при температурі $t_c = 15^\circ\text{C}$, γ – те ж при температурі досліду t ; β – коефіцієнт об'ємного розширення рідини.

Для спирту при середніх температурах, близьких до нормальної, $\beta=0,0011$, тому похибка γ знаходиться в межах 1 %, якщо $\Delta t = t - t_0 \leq 10^\circ\text{C}$. При меншій різниці температур температурною поправкою на зміну густини рідини можна знехтувати.

Розрізняють первинне та вторинне градуювання мікроманометру. Під *первинним* градуюванням розуміють встановлення абсолютної ціни поділки приладу. Первинне градуювання проводять зазвичай для еталонних приладів, наприклад, способом підливу – додають в резервуар манометру невеликі, строго дозовані об'єми рідини і вимірюють переміщення меніска. Значно більш розповсюджене *вторинне* градуювання, яке полягає у порівнянні показів двох мікроманометрів, один з яких є еталонним, а інший – градуйовуваним.

На рис. 1.3 наведена схема установки для градуювання мікроманометра. В даній роботі ставиться задача визначення

коефіцієнта K для обчислення різниці тисків за формулою (1.3). Величини a і a_0 відраховуються за даним мікроманометром, величини φ і γ відомі зарані. Окрім того, що на покази мікроманометра впливає капілярність, що враховується експериментально, значення коефіцієнта K , розраховане за формулою $K = 1 + f / F \sin \varphi$, може не відповідати дійсності через недостатню точність калібрування трубки мікроманометра (внутрішній діаметр може змінюватись за довжиною трубки), а також через дефекти виготовлення бачка.

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи студенти повинні повторити загальні закони гідростатики; ознайомитись з будовою манометра; вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Два мікроманометра, наповнені спиртом із відомою величиною γ ; для одного з мікроманометрів повинна бути відома величина мікроманометра K .
2. Аспіратор для створення розрідження у вимірювальних трубках мікроманометрів (при відсутності аспілятора та необхідності отримати понижений тиск в трубках відсмоктування необхідні металічний затискач та трійник).
3. Гумові шланги для з'єднання трубок мікроманометрів.

Середня величина K_e визначається за допомогою графіка (рис. 1.4), для чого отриману залежність представляють у вигляді

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{(a - a_0)_e}{(a - a_0)_z}. \quad (1.4)$$

Величину K визначають дослідним шляхом, порівнюючи покази еталонного мікроманометра з відомим значення K_e з показами градуйованого мікроманометра. Для цього обидва

мікроманометри з'єднують як показано на рис. 1.3, і їм надається однакова різниця тисків.

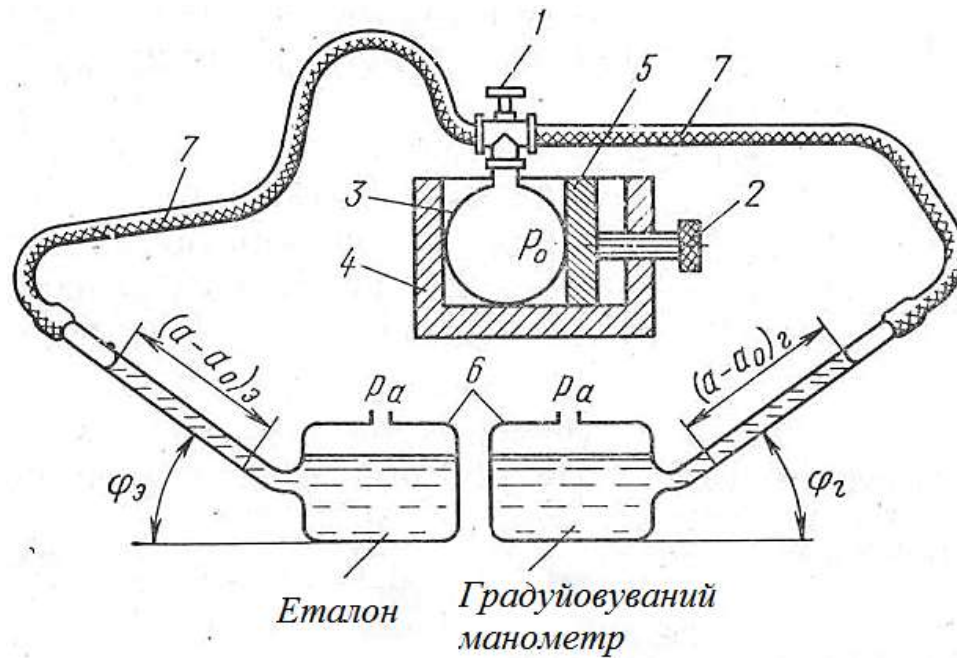


Рис. 1.3. Схема установки для градуювання мікроманометра:
1 – кран, 2 – гвинт, 3 – гумова груша, 4 – корпус, 5 – плунжер, 6 – мікроманометри, 7 – гумові трубки.

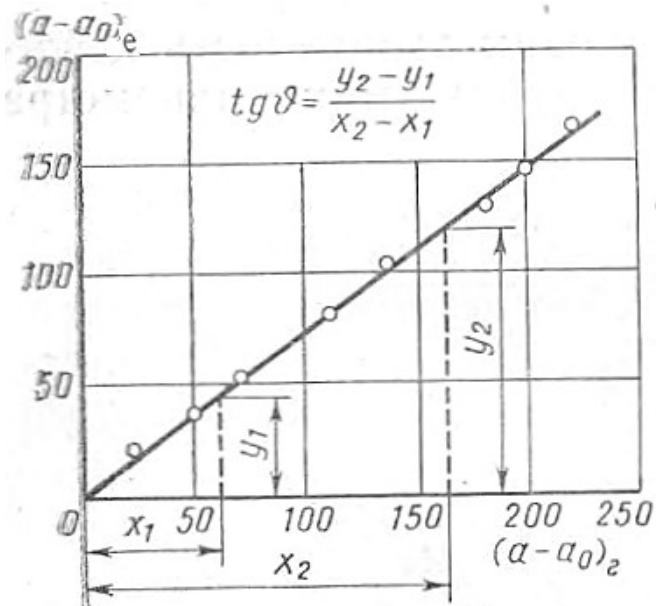


Рис. 1.4. До визначення коефіцієнта K_2 мікроманометра

Таким чином, коефіцієнт градуйованого мікроманометра

$$K_z = \operatorname{tg} \vartheta \text{ const}, \quad (1.5)$$

де

$$\text{const} = \frac{\gamma_e K_e \sin \varphi_e}{\gamma_z \sin \varphi_z}. \quad (1.6)$$

В робочих формулах, всі величин, що відносяться до еталону, мають індекс «е», к градуйовуваному – індекс «г».

Різниця тисків, що вимірюється манометрами, дорівнює $(p_a - p_0)$, де p_a – атмосферний тиск;

p_0 – розрідження, що створюється у колінах манометрів спеціальним приладом – аспіратором.

Покази з приладів знімають після обертання крану аспіратора і врівноважування стовпів рідини.

Порядок виконання роботи:

1. Ознайомитись зі схемою та конструкцією мікроманометра.
2. Встановити еталонний мікроманометр та той, що градується, приєднати їх до аспіратору або шлангу із зажимом та перевірити герметичність.
3. Провести вимірювання висоти стовпів спирту в межах всієї шкали відліку. Так як кожен відлік по мікроманометру, як еталонному, так і градуйовуваному, може мати випадкові похибки, то при визначенні величини K_z необхідно зробити декілька відліків при різних розрідженнях.
4. Опрацювати експериментальний матеріал та побудувати графік $(a - a_0)_g = f(a - a_0)_e$.

Відліки за мікроманометрами повинні проводитись одночасно, якщо мають місце коливання в положенні менісків рідини. Для цього необхідно встановити між спостерігачами сигналізацію.

5. Діаграма випробувань будується на підставі запису та обробки величин в протокольному бланку (в координатах $(a - a_0)_e$ і $(a - a_0)_z$, як показано на рис. 1.4). Для визначення $\operatorname{tg} \vartheta$

рекомендовано після проведення прямої лінії через експериментальні точки при невеликому їх розкиді відмітити на цій прямій дві далеко розташовані точки, а потім визначити $tg \vartheta$ як відношення різниці ординат цих точок до різниці їх абсцис.

6. Визначити коефіцієнт манометру при відомих кутах установлення трубок обох мікроманометрів, якщо в обох манометрах знаходиться однакова рідина при однаковій температурі.
7. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 2–3 аркуша. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладу під час експерименту; графіка $(a-a_0)_r = f(a-a_0)_s$, побудованого за цими даними; розрахунку значення коефіцієнта мікроманометра та висновків.

Контрольні питання:

1. Які існують конструкції манометрів?
2. Опишіть принцип дії мікроманометра.
3. Які особливості первинного та вторинного градуювання мікроманометрів?
4. Чи можна визначити абсолютні величини двох тисків, якщо відома їх різниця?
5. Наскільки істотно впливає температурне розширення спирту в манометрі на результати вимірювань?

Наукове завдання

Як запишеться закон Бернуллі для течії газу в аеродинамічній трубці з урахуванням сил тертя та роботи вентилятора?

Список рекомендованої літератури:

1. Прилади для вимірювання тиску [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://lib.lntu.info/book/knit/auvp/2010/10-125/page22.html>. – 31.12.2016

2. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №2

Градуювання приймача повітряного тиску

Мета лабораторної роботи: визначення коефіцієнта приймача повітряного тиску (ППТ) ξ , порівнюючи покази градуйовуваного приймача тиску з показами еталонного, і визначення впливу кута установки приймача тиску на його коефіцієнт ξ .

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 3 години.

Стислі теоретичні відомості:

Приймач повітряного тиску не лише є невід'ємною частиною лабораторної установки в аеродинамічній трубі, а і входить до складу індикатора повітряної швидкості, схема найпростішого з яких (трубка Піто-Прандтля) наведена на рис. 2.1 (насправді приймачі повного та статичного тиску, як правило, знаходяться на дистанції один від одного).

Принцип дії індикатора повітряної швидкості заснований на порівнянні повного p (трубка а) і статичного $p_{ст}$ (трубка б) тисків. Їх різниця q називається швидкісним напором (або динамічним тиском) і пропорційна квадрату повітряної швидкості V . Ця різниця може бути визначена за висотою h стовпа рідини густиною $\rho_{рід}$. Очевидно, що напряду визначати покази незручно, так як обидва стовпчика рідини коливаються, і конструкція реального пристрою ускладнюється.

$$q = p - p_{cm} = \rho_{pi0}gh = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.1)$$

$$V = \sqrt{\frac{2\rho_{pi0}gh}{\rho}}. \quad (2.2)$$

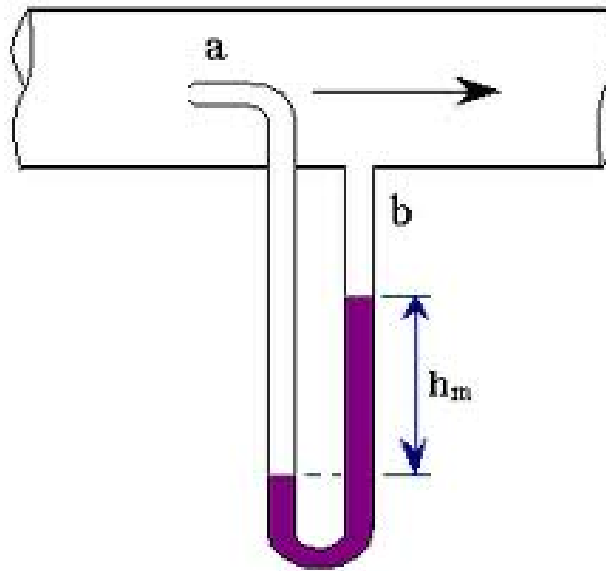


Рис. 2.1. Схема індикатора повітряної швидкості (трубки Піто-Прантдля)

Насправді, таким чином визначається так звана приладова швидкість (V_{PP}). Після врахування похибок, характерних для конструкції приймача повітряного тиску та його місця розміщення на фюзеляжі, одержується індикаторна швидкість (V_{IH}). При цьому густина повітря ρ вважається рівною густині на рівні моря. Після врахування поправки на дійсну густину (на висоті польоту), можна одержати істинну швидкість літака відносно повітря (V_{IC}). І лише з урахуванням вітру – швидкість літака відносно поверхні.

Коефіцієнт приймача тиску (насадка) ξ визначається дослідним способом (рис. 2.2), шляхом порівняння показів двох градуйованих мікроманометрів, з'єднаних з двома насадками. Для одного насадка

(еталонного) коефіцієнт ξ відомий, коефіцієнт іншого потрібно визначити. Обидва насадки розташовують в потоці робочої частини аеродинамічної труби, при чому слід враховувати, що швидкості потоку розподілені нерівномірно. Еталонний насадок розміщують в точці, для якої відношення середнього швидкісного напору до швидкісного напору в точці розташування градуйованого насадка відоме і дорівнює величині μ , яка називається коефіцієнтом точки поля.

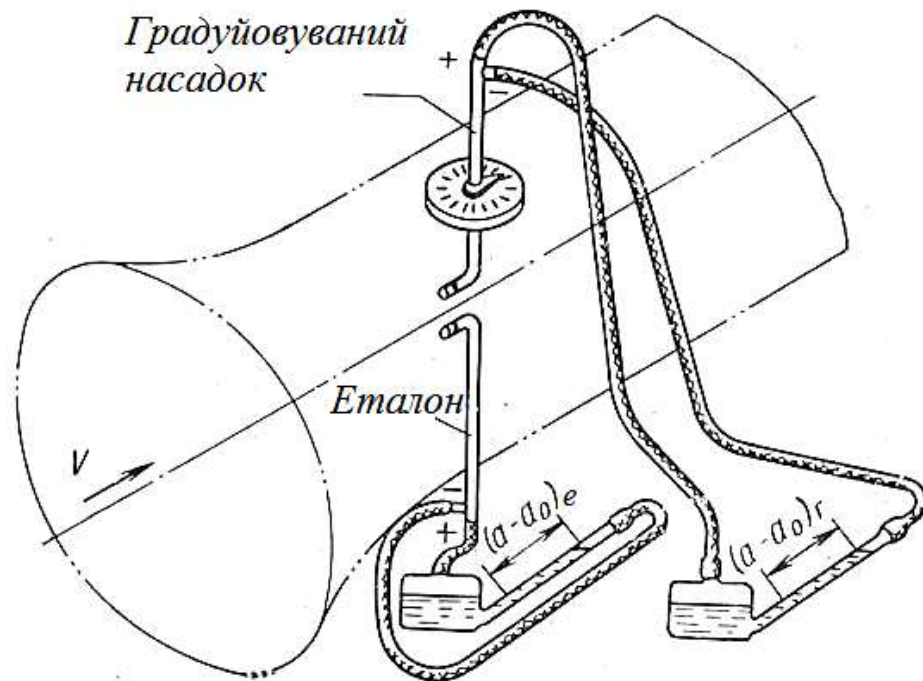


Рис. 2.2. Градування ППТ. Схема установки

З формули

$$\xi_z = \xi_e \frac{(a - a_0)_e \sin \varphi_e \gamma_e K_e \mu}{(a - a_0)_z \sin \varphi_z \gamma_z K_z} \quad (2.3)$$

видно, що коефіцієнт градуйованого насадка ξ_z є добутком постійної величини *const* на тангенс кута β між віссю абсцис та прямою, проведеною через точки з абсцисами $(a - a_0)_z$ і ординатами $(a - a_0)_e$ (рис. 2.3).

В якості іншого метода визначення коефіцієнта насадка ξ_z може бути використаний метод знаходження коефіцієнта манометра K_z :

$$\xi_z = \xi_e \frac{\gamma_e K_e \sin \varphi_e \Sigma (a - a_0)_e^2}{\gamma_z K_z \sin \varphi_z \Sigma (a - a_0)_e (a - a_0)_z}. \quad (2.4)$$

Тут коефіцієнт μ не вводять, вважаючи швидкості однаковими в точках розташування насадків. Це можливо, якщо насадки знаходяться в одній поперечній площині, близько один до одного, але за умови відсутності взаємного впливу.

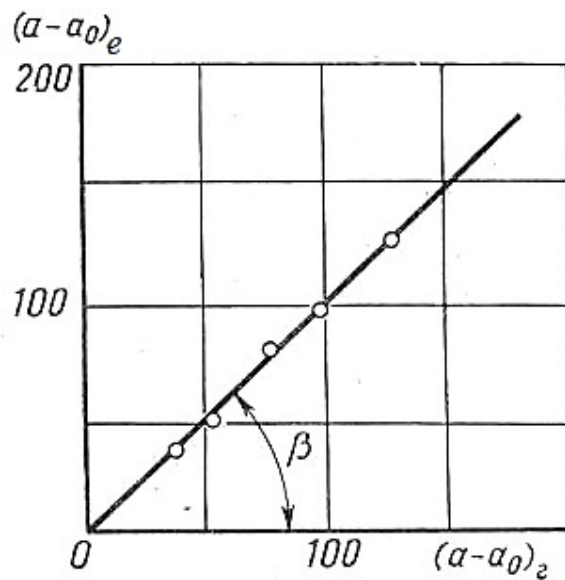


Рис. 2.3. До визначення коефіцієнта насадка ξ_z

Для зменшення похибки необхідно проводити миттєві відліки за обома мікроманометрами для кожного значення швидкості V .

Друга частина роботи полягає у визначенні залежності показів насадка від його орієнтації відносно потоку, що є важливим показником якості приладу. Для цього градуйований насадок за допомогою спеціального механізму повертають на різні кути відносно вісі труби, вважаючи при цьому його коефіцієнт ξ_z при нульовому куті повороту відомим з першої частини лабораторної роботи. При цьому еталонний насадок залишається нерухомим.

Швидкість в робочій частині труби фактично не залишається постійною (коливання частоти обертів вентилятора та швидкості потоку неминучі). Тому швидкісний напір визначається за мікроманометром еталонного насадка і будується крива $\frac{(a - a_0)_e}{(a - a_0)_c} \text{const} = \bar{q} = f(\alpha)$. Приклад такого графіку наведено на рис. 2.4.

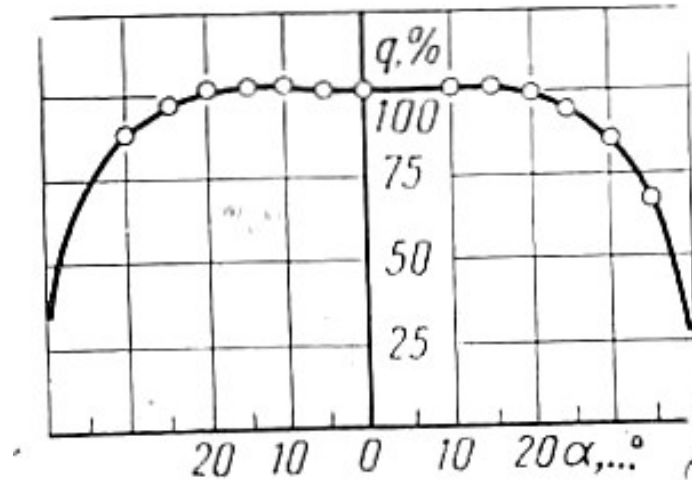


Рис. 2.4. Відліки при градуюванні ППТ на різних кутах відносно потоку

Можна побачити постійність відліків за градуюванням насадком в деякому діапазоні кутів α .

Загалом формула визначення швидкості за насадком при нехтуванні впливом водяної пари в повітрі має вигляд

$$V = \sqrt{573,1 \frac{273 + t^{\circ}C}{p_a} (a - a_0) \sin \varphi \gamma K \xi \mu} \quad (2.5)$$

або в загальному випадку

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} (a - a_0) \sin \varphi \gamma K \xi \mu} \quad (2.6)$$

Якщо взяти до уваги вологість повітря, то до формули (2.3) треба внести поправки.

Уточнена формула для розрахунку швидкості потоку за показами приймача повітряного тиску має вигляд

$$V = \sqrt{573,1 \frac{273+t^{\circ}C}{P_a} \frac{1}{1-0,378 \frac{P_{н.п.}}{P_{вл}}} (a-a_0) \sin \varphi \gamma K \xi \mu} \quad (2.5)$$

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно повторити закону руху рідини та газу: рівняння нерозривності, рівняння Бернуллі. Ознайомитись з конструкцією приймача повітряного тиску. Вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Два мікроманометра із відомими значеннями питомої ваги γ спирту та коефіцієнтів K (див. рис. 2.1).
2. Еталонний насадок з відомим значенням ξ_e .
3. Градуйований насадок з пристроєм для його установки під кутом до вісі аеродинамічної труби.
4. Лімб, що дозволяє установити насадок під різними кутами α в діапазоні $\pm 45^\circ$ з кроком не більше 5° .
5. Шланги для з'єднання насадків з мікроманометрами.

Можливі форми приймачів повітряного тиску наведені на рис. 2.5...2.7. В лабораторній роботі найімовірніше застосовується проста конструкція ППТ (рис. 2.5).

При розрахунку потрібно користуватись формулами:

$$V_e = \sqrt{\frac{2}{\rho} (a-a_0)_e \sin \varphi_e \gamma_e K_e \xi_e \mu}, \quad V_z = \sqrt{\frac{2}{\rho} (a-a_0)_z \sin \varphi_z \gamma_z K_z \xi_z \mu},$$

$$V_e = V_z,$$

$$\xi_z = \frac{(a-a_0)_e}{(a-a_0)_z} \text{const} = \text{tg } \beta \cdot \text{const},$$

$$\bar{q}[\%] = \frac{(a-a_0)_z}{(a-a_0)_e} \text{const}_1,$$

$$\text{де const} = \frac{\sin \varphi_e \gamma_e K_e \xi_e \mu}{\sin \varphi_z \gamma_z K_z}, \quad \text{const}_1 = \frac{\sin \varphi_z \gamma_z K_z}{\sin \varphi_e \gamma_e K_e \xi_e \mu} 100.$$

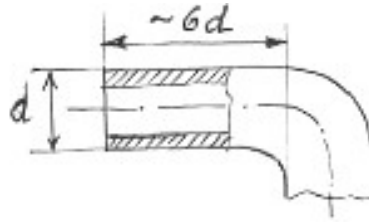


Рис. 2.5. Приймач повного тиску
(нечутливий до скосів потоку в межах $\pm 12^\circ$)

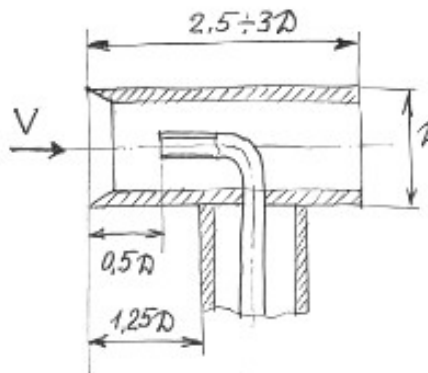


Рис. 2.6. Екранований приймач повного тиску (похибка вимірювання не перевищує 1% в діапазоні кутів $\pm 64^\circ$)

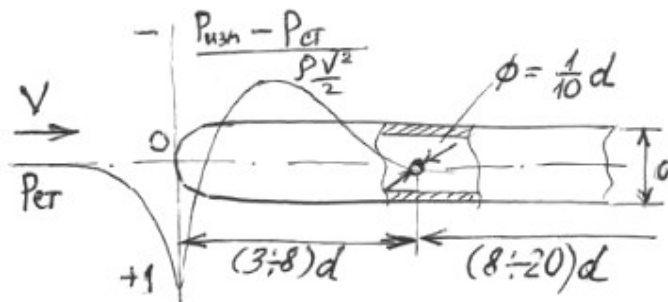


Рис. 2.7. Насадок Прандтля (приймач статичного тиску)

Порядок виконання роботи:

1. Скласти схему установки насадків в аеродинамічній трубі.
2. Встановити насадки відносно напрямку потоку труби.

3. Провести дослід з вимірюванням швидкості при незмінній установці обох насадків.
4. Повторити дослід (пункт 3) при інших швидкостях потоку (всього чотири – п'ять швидкостей), заданих оператором експерименту з кабіни аеродинамічної труби.
5. Провести дослід при постійній швидкості та змінних кутах установки градуйованого насадка (орієнтовно в діапазоні кутів $-30^\circ \dots +30^\circ$).
6. Обробити матеріали експерименту та побудувати графіки $(a - a_0)_e = f(a - a_0)_z$ та $\frac{(a - a_0)_e}{(a - a_0)_z} \text{const} = \bar{q} = f(\alpha)$ (див. рис. 2.3, 2.4).

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 2–3 аркуша. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладу під час експерименту; графіка $\frac{(a - a_0)_e}{(a - a_0)_z} \text{const}_1 = \bar{q} = f(\alpha)$, побудованого за цими даними; розрахунку значення швидкості та висновків, у яких вказується, в якому діапазоні кутів повороту насадок функціонує коректно.

Контрольні питання:

1. Які конструктивні форми мають приймачі повного та статичного тисків при вимірах в дозвуковому та надзвуковому потоках?
2. Що таке коефіцієнт насадка приймача повітряного тиску?
3. Як приєднується насадок до мікроманометру?
4. Як впливає форма насадка на чутливість насадка до кутів скошу потоку?
5. Як впливає вологість повітря на покази ППТ?

Наукове завдання

Дослідити, як зміняться покази приймача повітряного тиску при надзвукових швидкостях потоку.

Список рекомендованої літератури

1. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
2. Вотяков, В. Д. Аеродинаміка літальних апаратів и гидравлика их систем – Ч. 1 «Аеродинаміка» [Текст] / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №3

Визначення коефіцієнта поля швидкісних напорів в робочій частині аеродинамічної труби

Мета лабораторної роботи: визначити, наскільки потік повітря є рівномірним за величиною та напрямом швидкостей в кожному перерізі робочої частини аеродинамічної труби.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 2 години.

Стислі теоретичні відомості:

Для аеродинамічної труби перемінної площі перерізу, очевидно, має місце зміна статичного тиску за позовжньою координатою ox (рис. 3.1), згідно рівняння Бернуллі з урахуванням втрат на роботу проти сил тертя та роботу, що виконує вентилятор АТ.

Міра відхилення місцевих значень швидкісного напору, виміряних вздовж деякої вісі, від середньої величини – коефіцієнт поля швидкісних напорів.

$$\mu_{точ} = \frac{(\rho V^2 / 2)_{точ}}{(\rho V^2 / 2)_{сер}}, \quad (3.1)$$

де чисельник визначає швидкісний напір в даній точці (або вздовж даної вісі), а знаменник визначає осереднений напір за багатьма точками.

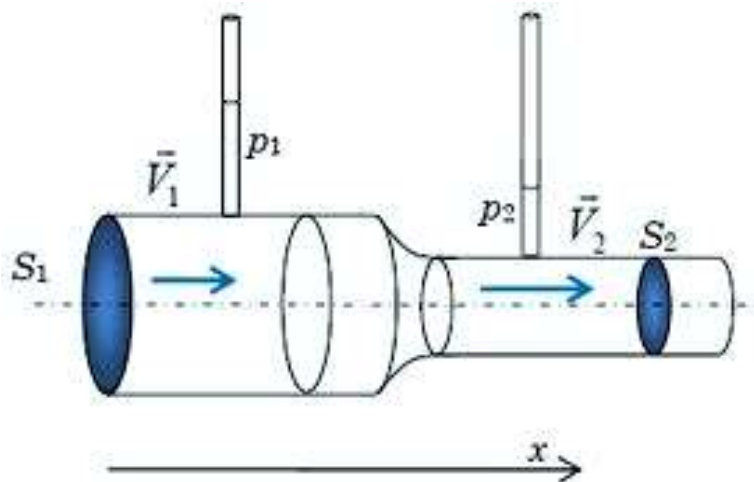


Рис. 3.1. Ілюстрація зміни статичного тиску в різних перерізах труби, в якій тече потік рідини або газу

Частіше величину μ визначають як співвідношення швидкісного напору в обраній точці до напору в точці розташування контрольного насадка або напору, виміряного за перепадом тиску. Тоді

$$\mu_{точ} = \frac{(\rho V^2 / 2)_{точ}}{(\rho V^2 / 2)_{к.нас}} \quad \text{або} \quad \mu_{точ} = \frac{(\rho V^2 / 2)_{точ}}{(\rho V^2 / 2)_{пер}}. \quad (3.2)$$

Середнє значення коефіцієнта поля робочої частини труби в області розташування моделі

$$\mu = \mu_{сер} = \sum_{i=1}^n \mu_{точ i} / n. \quad (3.3)$$

Окрім поля швидкостей можуть бути визначені поле тиску, поле косини потоку тощо.

Насадок ППТ установлюється в робочій частині аеродинамічної труби, з'єднується з диференційним мікроманометром та переміщується вздовж обраної вісі Y або Z в межах даного перерізу. Крок вимірювання 100 мм в середині перерізу, та 15...20 мм – біля границь потоку (рис. 3.2). Цей насадок називається насадком поля та з'єднується з

диференційним мікроманометром. За допомогою цих приладів ми можемо виміряти швидкісний напір в кожній точці обраного перерізу.

Так як неможливо одночасно визначити напори в усіх точках, то може статись, що різні виміри відповідають різним середнім швидкостям. Тому одночасно з вимірами необхідно визначати і покази контрольного насадка (або перепад тисків).

Надалі величини швидкості потоку в даному поперечному перерізі робочої частини труби $V_{n.n.}$ та швидкості за перепадом $V_{пер}$ можна обчислити за робочими формулами, які можуть бути зведені до формули (2.2) з попередньої лабораторної роботи, якщо підставити константи приладів. Слід зауважити, що більш точні значення $V_{n.n}$ і $V_{пер}$ можна отримати не за формулою (2.4), а за формулою (2.5), яку також можна звести до вигляду (2.2).

В протоколі випробувань записуються відраховані величини. Діаграма випробувань має вигляд графіку

$$\mu_{точ} = f(\bar{l}), \quad (3.4)$$

де $\bar{l} = l / R_{mp}$ – відстань площини отвору повного напору насадка поля від вісі труби, на якій розташовується початок системи координат;

R_{mp} – радіус труби (для круглого перерізу робочої частини) або половина сторони (для іншої форми робочої частини).

Таким чином, можна одержати коефіцієнт поля швидкісних напорів в перерізах F2, F3 та інших (рис. 3.2, 3.3).

Так як коефіцієнт поля μ незначно відрізняється від одиниці, то його можна визначити за формулою

$$\mu = \mu_{сер} = 1 + \sum_{i=1}^n \Delta \mu_{точ i} / n, \quad (3.5)$$

де $\Delta \mu_{точ i} = \mu_{точ i} - 1$,

n – число точок.

Останній спосіб дає більш точні результати визначення коефіцієнта поля труби.

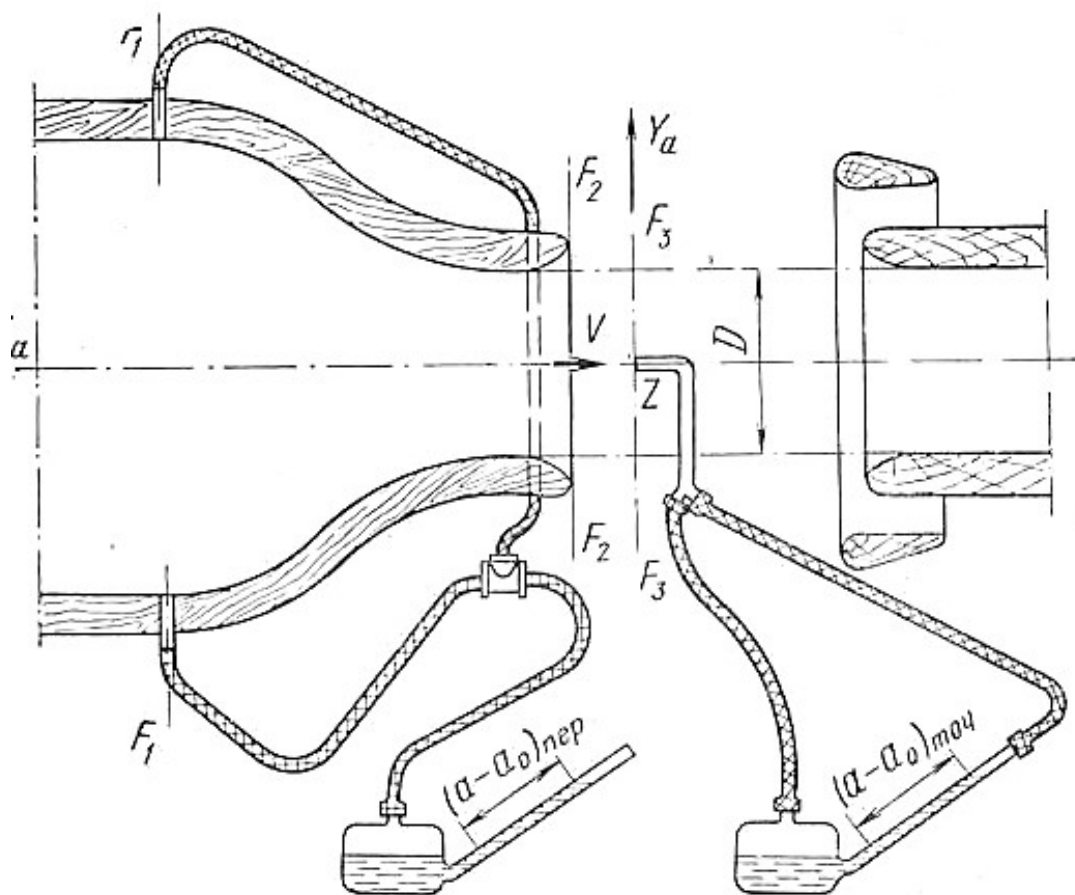


Рис. 3.2. Схема установки для визначення коефіцієнта швидкісних напорів

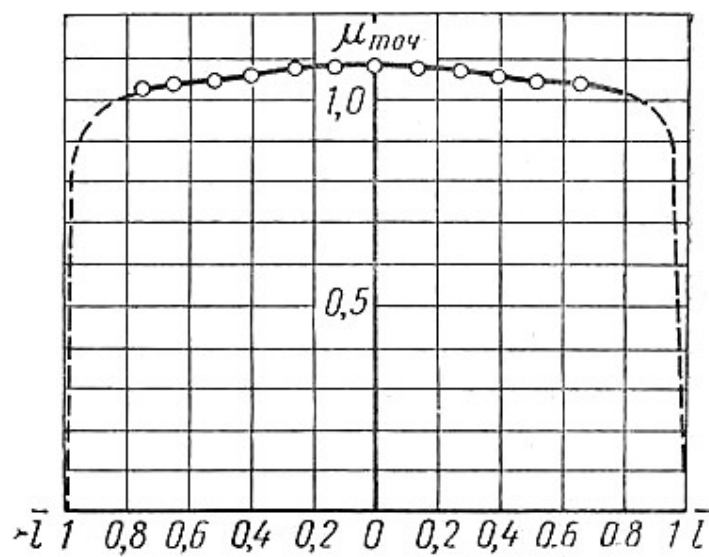


Рис. 3.3. Графік коефіцієнта поля швидкісних напорів

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно ознайомитись з вимогами, яке висуваються до якості потоку в аеродинамічних трубах: рівномірності, величин ступеня турбулентності. Вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Два мікроманометра із відомими значеннями питомої ваги γ спирту та коефіцієнтів K .
2. Насадок для визначення швидкостей потоку в обраному перерізі труби. Він являє собою трубку Піто-Прандтля, в якій один канал сприймає повний тиск (див. рис. 2.5, 2.6), а другий – статичний (див. рис. 2.7). Різниця цих тисків дорівнює швидкісному напору, за яким при відомій густині повітря можна визначити швидкість. Для визначення швидкостей потоку, а також кутів скошу, використовують і насадки складнішої форми. Одним з найуніверсальніших є шестистволовий насадок ЦАГІ (рис. 3.4). Існують методи визначення швидкості потоку, засновані не на законі Бернуллі, а на інших принципах, наприклад, зміни температури в залежності від швидкості, та вимірювання миттєвої температури термоанемометром (рис. 3.5). Його перевагою є швидкодія та малі габарити. Окрім того, контролювати швидкість потоку можна за перепадом тисків у форкамері та у робочій частині труби, як це найчастіше робиться при вагових випробуваннях (рис. 3.6).
3. Координатник для переміщення насадку.
4. Шланги, трійники та інші деталі для з'єднання насадка поля з його мікроманометром і для з'єднання отворів перепаду тисків в стінках аеродинамічної труби з мікроманометром перепаду.
5. Контрольний насадок у випадку визначення швидкості за допомогою вимірювання швидкісного напору.

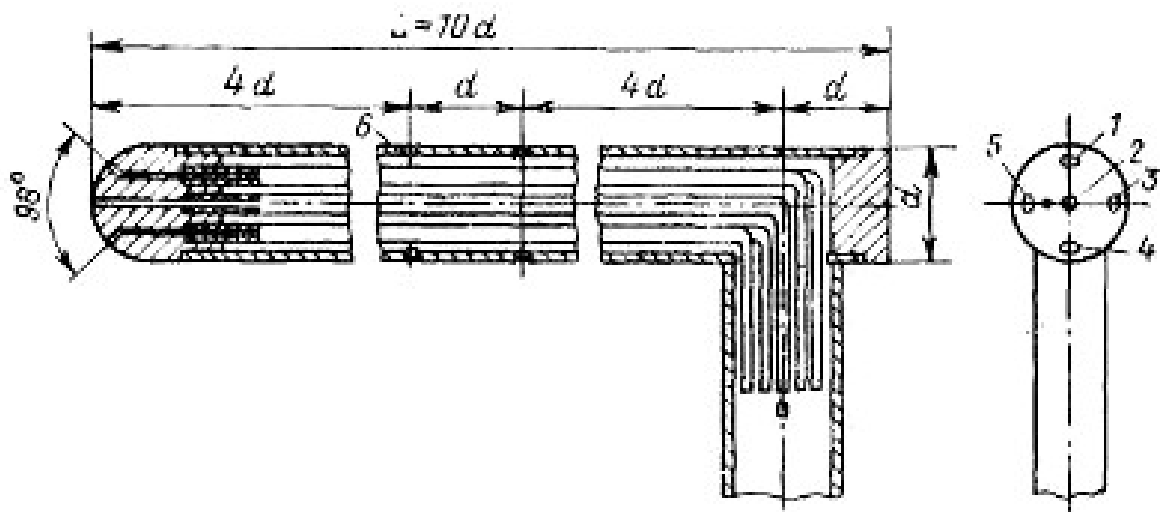


Рис. 3.4. Шестистволовий насадок ЦАГІ: 1 і 4 — отвори для сприйняття різниці тисків при визначенні напрямку потоку у вертикальній площині; 2 — отвір для сприйняття повного тиску; 3 і 5 — отвори для сприйняття різниці тисків при визначенні напрямку потоку у горизонтальній площині; 6 — отвір для сприйняття статичного тиску [3].



Рис. 3.5. Схема термоанемометра

При розрахунку необхідно користуватись формулами:

$$\mu_{точ} = \frac{(\rho V^2 / 2)_{точ}}{(\rho V^2 / 2)_{к.нас}} \quad \text{або} \quad \mu_{точ} = \frac{(\rho V^2 / 2)_{точ}}{(\rho V^2 / 2)_{пер}}.$$

$$\mu = \mu_{сер} = \sum_{i=1}^n \mu_{точ i} / n.$$

$$\mu_{точ} = f(\bar{l}),$$

$$\mu = \mu_{сер} = 1 + \sum_{i=1}^n \Delta\mu_{точ i} / n,$$

$$\text{де } \Delta\mu_{точ i} = \mu_{точ i} - 1,$$

Порядок виконання роботи:

1. Скласти схему установки (рис. 3.6).

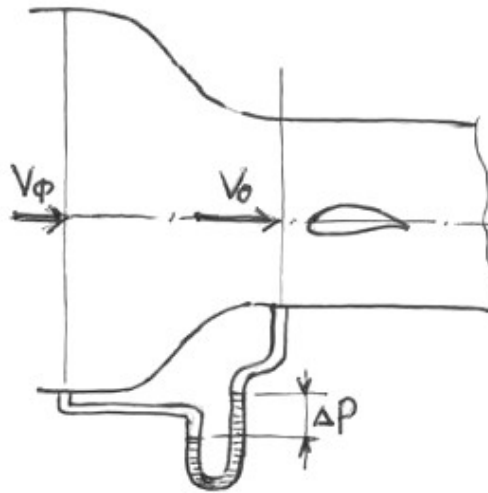


Рис. 3.6. Вимірювання швидкості потоку за перепадом тиску у форкамері та у робочій частині труби

2. Перевірити установку контрольного насадка або систему вимірювання швидкості за перепадом тиску.
3. Встановити насадок поля на координатнику та з'єднати його з мікроманометром.
4. Провести вимірювання в даній точці.
5. Зміщенням приймача повітряного тиску в даному перерізі труби виміряти повітряний напір в різних точках.
6. Розрахувати коефіцієнт поля швидкісних напорів в усіх точках з пунктів 4, 5.

7. Обробити результати досліду та побудувати графік $\mu_{\text{точ}} = f(\bar{l})$.

При визначенні знака величини l потрібно мати на увазі, що система координат – права. Діаграма випробувань будується в довільному, але зручному для читання масштабі.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 2–3 аркуша. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладу під час експерименту; графіка $\mu_{\text{точ}} = f(\bar{l})$, побудованого за цими даними; розрахунку середнього значення коефіцієнта поля швидкісних напорів та висновків, у яких вказується, в якому діапазоні координат Y або Z поле швидкостей є практично постійним.

Контрольні питання:

1. Чи може бути коефіцієнт поля труби μ менше одиниці?
2. Як виглядає поле швидкостей в поперечному перерізі робочої частини аеродинамічної труби?
3. Чому дорівнює (з достатньою точністю) статичний тиск у відкритій робочій частині аеродинамічної труби?
4. В чому перевага визначення швидкості за допомогою шестистоволового насадка?
5. Які існують методи вимірювання швидкості, не засновані на рівнянні Бернуллі?

Наукове завдання

Як впливає наявність моделі крила літального апарата в робочій частині труби на коефіцієнт поля швидкостей?

Список рекомендованої літератури

1. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.

2. *Вотяков, В. Д.* Аеродинаміка літальних апаратів и гидравлика их систем – Ч. 1 «Аеродинаміка» [Текст] / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.
3. Измерение скоростей [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://studopedia.su/13_48242_izmerenie-skorostey.html – 31.12.2015.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 4

Візуальні методи дослідження обтікання моделей у аеродинамічній трубі

Мета лабораторної роботи: ознайомитись з візуальними методами аеродинамічних досліджень в до- і надзвуковому потоках.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 2 години.

Стислі теоретичні відомості:

Аеродинамічні спектри – це картини обтікання різних твердих тіл рідким або газоподібним середовищем. Одержання спектрів допомагає зрозуміти фізичну сутність процесів обтікання, встановити дефекти в обтікання тіла та внести корективи в його форму [1].

Основні методи вивчення спектрів поділяються на дві групи:

1. Візуальні: димовий, метод рідкої плівки (в т.ч. саже-масляної), метод ниток (шовковинок), за допомогою аеродинамічного щупу, метод газових струменів, методи сублімації

2. Оптичні: тіньовий метод, інтерферометричний, лазерного ножа, тепlobачення тощо.

Дослідження спектрів може відбуватись як на моделі в аеродинамічній трубі, так і на натурному літаку; як в аеродинамічній, так і в гідродинамічній трубах. В рідині спектри обтікання візуалізують підфарбовуванням (рис. 4.1), введенням в потік частинок іншої рідини з

близькою питомою вагою або підмішуванням в рідину дрібних частинок нерозчинної речовини (рис. 4.2).

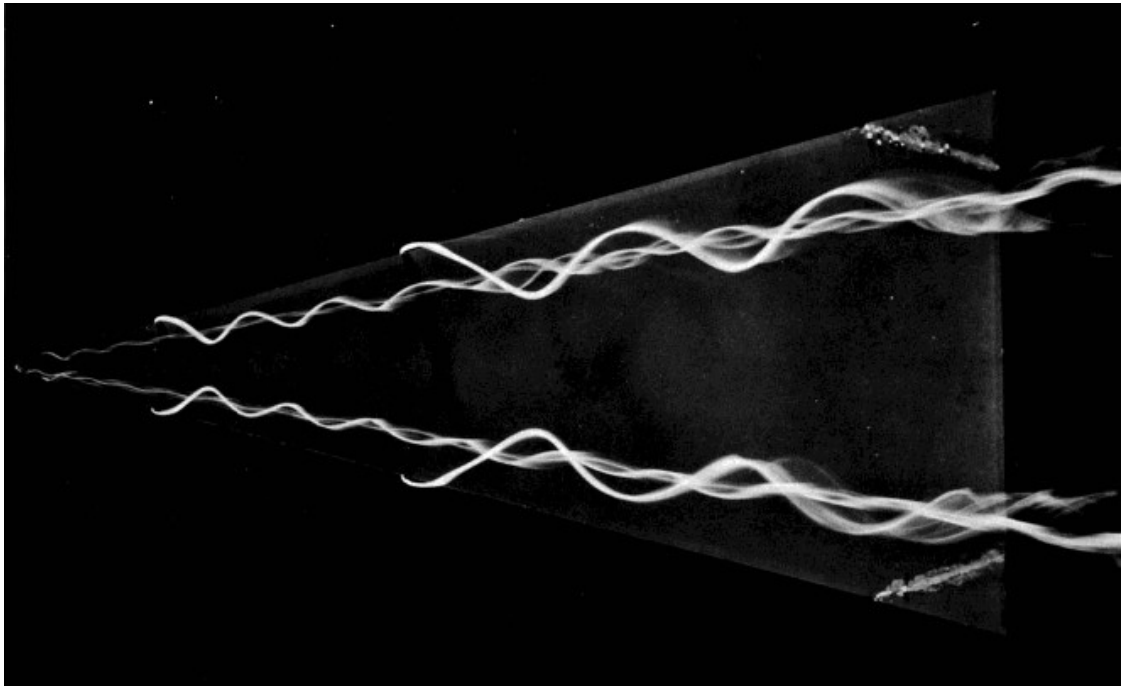


Рис. 4.1. Вихори на трикутному крилі утворюють симетричну пару (кут атаки 20° , число Рейнольдса 20 000, число Маха значно менше 1)[2]

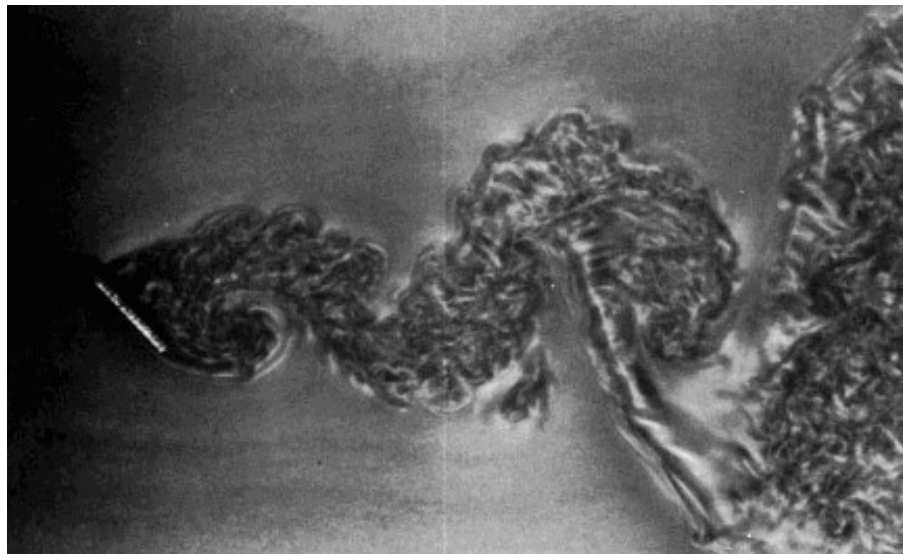


Рис. 4.2. Слід за пластинкою під кутом атаки 45° турбулентний при числі Рейнольдса 4300 (візуалізація частинками алюмінію у воді) [2]

Спектри обтікання тіл візуалізують такими методами (візуальними та оптичними):

1. При дозвукових швидкостях:

- за допомогою аеродинамічного щупа (поверхнева та просторова картина при швидкостях не більше 40 м/с);
- метод шовковинок (течія біля поверхні та в просторі за допомогою екранів з шовковинками при числах Маха 0,15...0,9);
- метод саже-масляних плівок або точок (картина на поверхні при $M=0,15...1,0$);
- метод димових спектрів (в просторі та примежовому шарі при малих швидкостях та малій турбулентності потоку за допомогою генераторів диму);
- метод сублімацій (зокрема, каоліну) – для визначення лінії переходу ламінарного примежового шару в турбулентний – поверхня світлішає в зоні турбулентного шару;
- метод теплобачення – визначення лінії переходу за температурою поверхні моделі;
- метод термофарб, які змінюють колір при зміні температури, що залежить від швидкості потоку біля поверхні.

2. При близько- та надзвукових швидкостях найбільше застосовуються оптичні методи (їх принцип заснований на явище стисливості газу). Вони дають змогу зробити не лише якісну, але і кількісну оцінку швидкостей повітряного потоку. Точність виміру оптичними методами складає $\pm(3...5)$ %. Перевагою є те, що вони не вносять збурень у потік на відміну від насадків.

- метод смуг (Теплера), тіньовий метод – за нахилом смуг ліній збурення знаходять місцеві швидкості (числа Маха). Фізичний сенс полягає в зміні коефіцієнта заломлення середовища при зміні його щільності: при перетині області

неоднорідної щільності промені відхиляються, а на екрані створюється тіньова картина (рис. 4.3);



Рис. 4.3. Куля рухається над перфорованою пластинкою.

Ударна хвиля відбивається від пластини [2]

- інтерферометричний для надзвукових течій – при місцевій зміні щільності деформуються інтерференційні смуги на екрані; недолік методу – дуже чутливий до вібрації (рис. 4.4);
- спектрографічний метод для дослідження характеристик за ударною хвилею (стрибком ущільнення) – заснований на зміні поглинаючої здатності газу, нагрітого за ударною хвилею;
- люмінесцентний метод розподілу тиску поверхнею моделі – заснований на явищі пригнічення люмінесценції органічних люмінофорів киснем у повітрі, тобто яскравість світла обернено пропорційна тиску повітря над поверхнею полімера;
- метод лазерного ножа для візуалізації надзвукового потоку – заснований на явищі розсіювання світла частинками речовини, яка вводиться у повітряний потік (рис. 4.5).

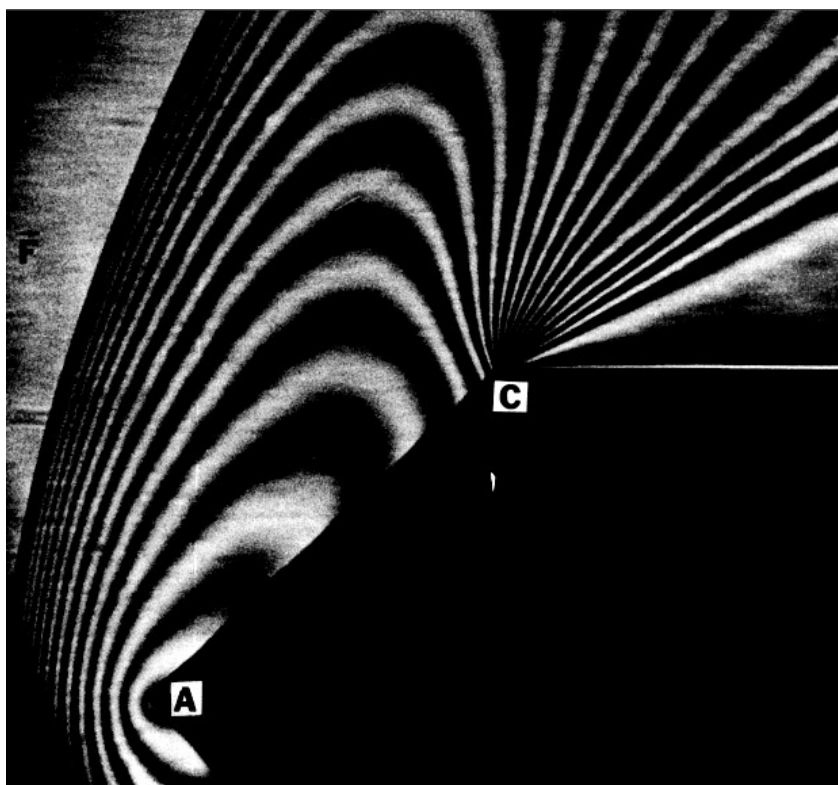


Рис. 4.4. Від'єднана головна ударна хвиля на клині. Смуги одного кольору показують області постійної щільності повітря [2]

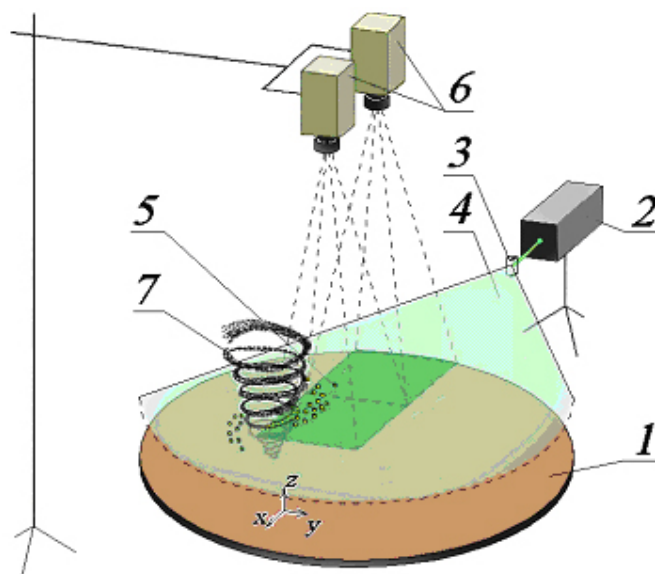


Рис. 4.5. Схема дослідження структури теплових вихорів: 1 – поверхня, що нагрівається, 2 – лазер, 3 – насадок, 4 – лазерний ніж, 5 – світловідбиваючі частинки, 6 – камери, 7 – вихор [3]

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно повторити матеріали курсів «Аерогідродинаміка та гідравліка-1», «Аерогідродинаміка та гідравліка-2». Вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Аеродинамічний щуп з ниткою довжиною ~ 100 мм (рис. 4.6, 4.7).



Рис. 4.6. Фотографія аеродинамічної моделі з візуалізацією кінцевого вихору за допомогою аеродинамічного щупа

2. Шовковинки довжиною $\sim 30 \dots 40$ мм наклеєні з інтервалом $40 \dots 50$ мм на верхню поверхню крила моделі літака, яка знаходиться в робочій частині аеродинамічної труби (рис. 4.8).
До речі, цей метод використовується не тільки в аеродинамічній трубі, а іноді і в льотних випробуваннях, так як внаслідок різних чисел Рейнольдса обтікання на моделі може дещо відрізнятись від обтікання натурного літака.
3. Саже-масляна суміш, що наноситься у вигляді плівки на поверхню крила моделі літака (рис. 4.9).

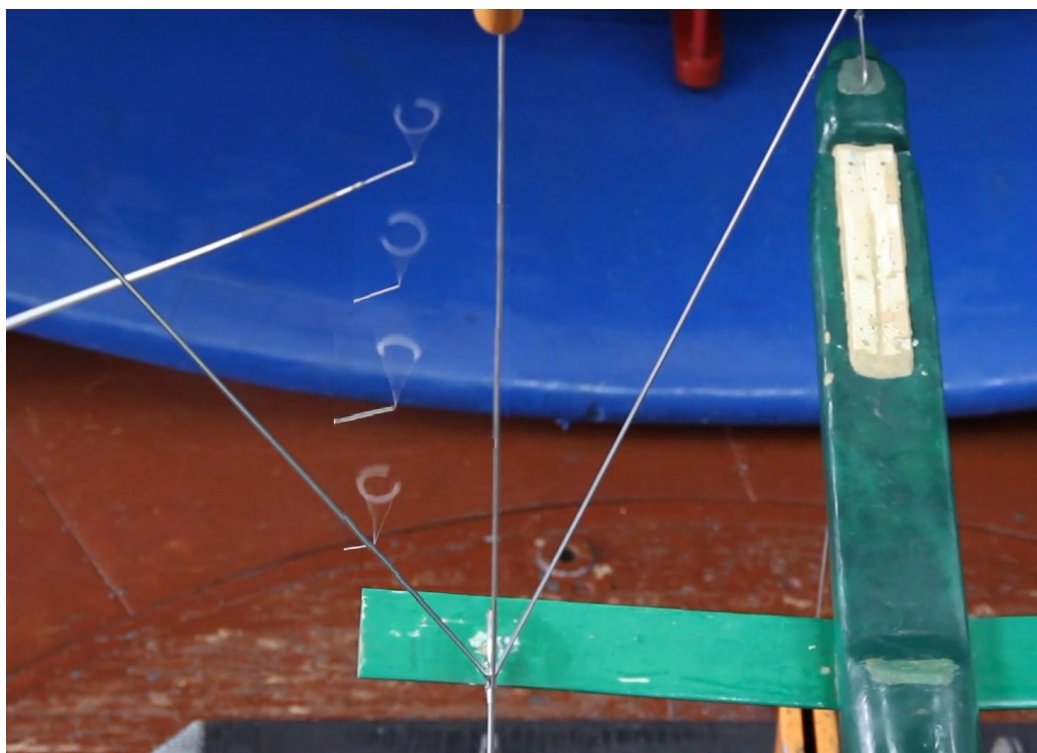


Рис. 4.7. Відеомонтаж положень кінцевого (вільного) вихору крила, візуалізованого за допомогою аеродинамічного щупа

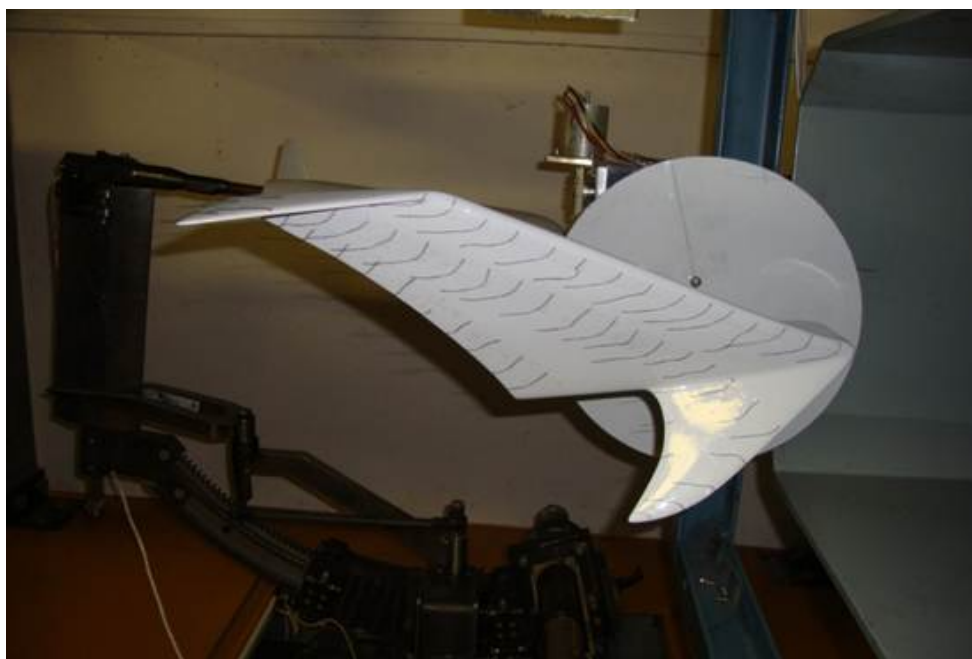


Рис. 4.8. Візуалізація обтікання тіла за допомогою шовковинок [4]

Порядок виконання роботи:

1. Простежити траєкторію кінцевого вихору крила літака. Пересвідчитись у наявності турбулентності/відриву потоку за такими елементами конструкції як державки (кронштейни) та обтічники механізмів механізації задньої крайки крила.

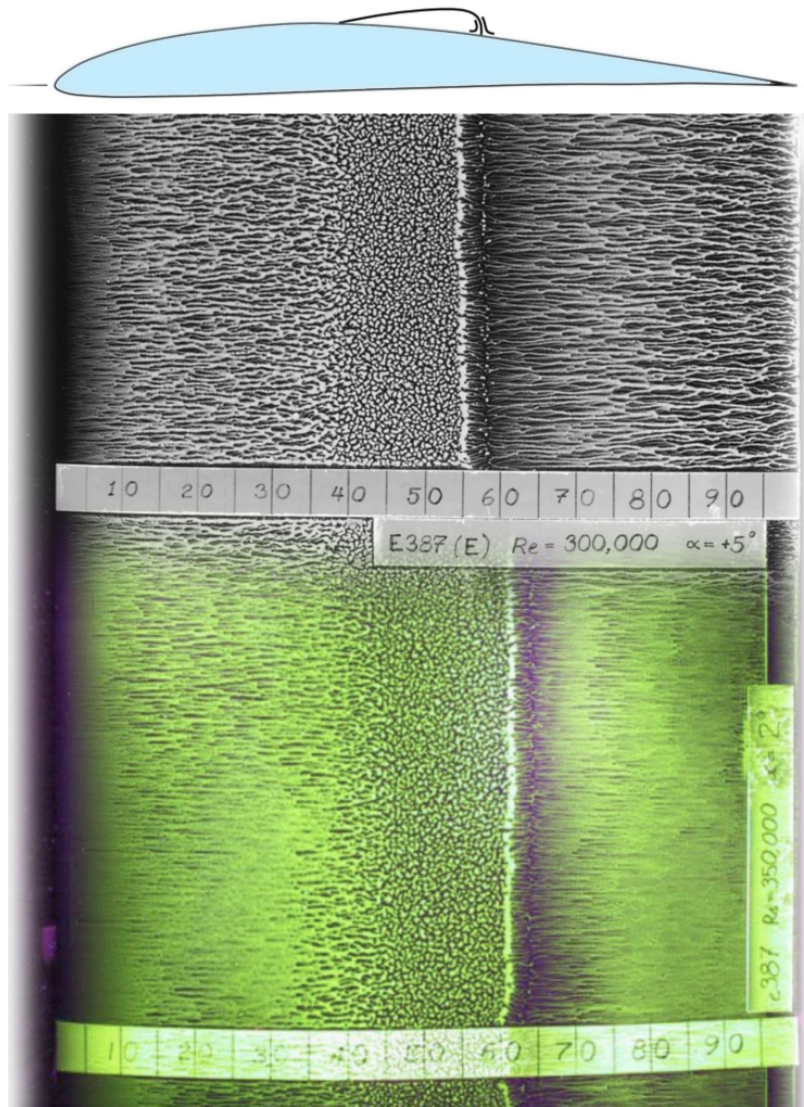


Рис. 4.9. Візуалізація обтікання відсіку крила методом саже-масляних плівок [5] – на фотографії чітко виділені три зони: ламінарний примежовий шар, зона його відриву, зона приєднання вже турбулентного примежового шару

2. Простежити поведінку шовковинок на поверхні крила моделі при різних кутах атаки. Визначити при якому геометричному та істинному кутах атаки починається відрив потоку в зоні розташування шовковинок.
3. Простежити вплив вихорів за вихорогенераторами у вигляді лунок на течію саже-масляної плівки, нанесеної на поверхню крила моделі. Простежити зміну картини саже-масляної плівки перед і за турбулізаторами у вигляді виступів біля передньої крайки моделі відсіку крила.
4. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 2–3 аркуша. Зміст звіту складається з порівняльного аналізу трьох методів, що застосовуються для візуалізації потоку при малих дозвукових швидкостях; опису умов експерименту з використанням цих же трьох методів; висновків, у яких потрібно вказати, які саме дані були одержані в ході випробувань.

Контрольні питання:

1. Які існують методи отримання спектрів обтікання тіл потоком повітря?
2. На якій властивості світлових променів заснований метод смуг?
3. Які методи дозволяють візуалізувати рух повітря в примежовому шарі?
4. Які методи дозволяють візуалізувати рух повітря в просторі?
5. Які методи візуалізації використовуються при дозвукових швидкостях?
6. Які методи візуалізації використовуються при надзвукових швидкостях?

Наукове завдання

Проаналізувати принцип роботи та будову приладу Максутава для візуалізації потоки при надзвукових швидкостях.

Список рекомендованої літератури

1. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
2. Ван-Дайк, М. Альбом течений жидкости и газа [Текст] / М. Ван-Дайк. – М, Мир, 1986.
3. Анемометрия по изображениям частиц (метод PIV — particle image velocimetry) [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://multiphase.ru/particles-image-velocimetry.html> – 31.12.2015.
4. Физическая модель дополнительных аэродинамических поверхностей крыла магистрального воздушного судна [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.science-education.ru/ru/article/view?id=7571> – 31.12.2015.
5. Визуализация пограничного слоя в ANSYS CFD-Post [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.cfd-blog.ru/category/cfd/aviation-and-space/page/2/> – 31.12.2015.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА № 5

Визначення основних аеродинамічних коефіцієнтів моделі літального апарата (моделі відсіку крила)

Мета лабораторної роботи: за одержаними експериментальними даними на шестикомпонентних аеродинамічних вагах визначити при дозвукових швидкостях коефіцієнти c_x, c_y, m_z, K, x_p в залежності від кута атаки, коефіцієнти m_x, m_y – в залежності від кута ковзання.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 4 години.

Стислі теоретичні відомості:

В загальному випадку на літальний апарат в польоті (і на модель в аеродинамічній трубі) діють три аеродинамічні сили і три аеродинамічні моменти, що для даної конфігурації ЛА залежать від кутів атаки і ковзання (рис. 5.1).

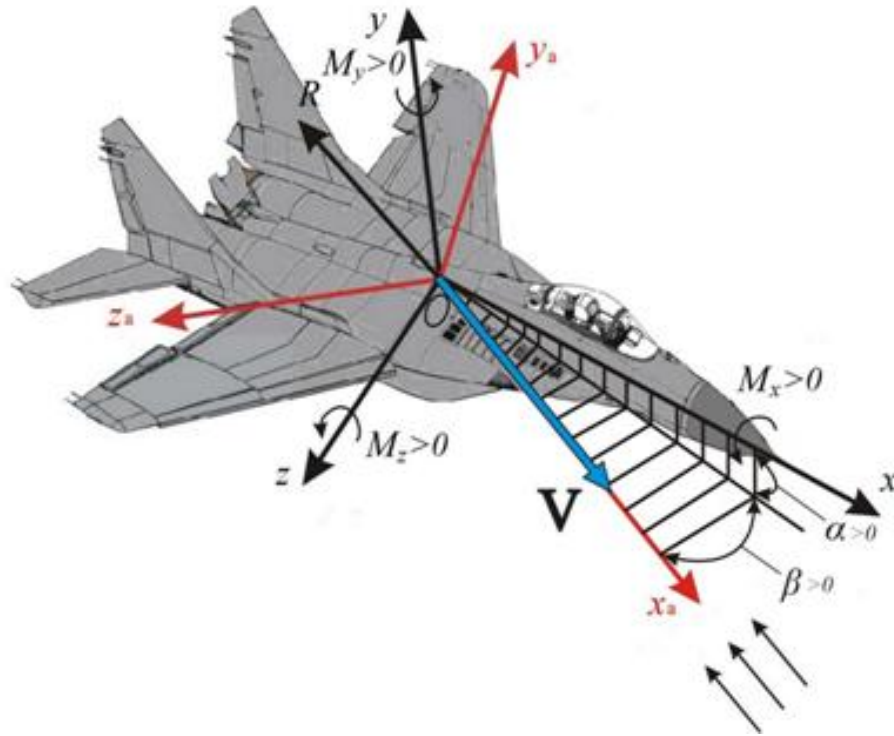


Рис. 5.1. Аеродинамічні сили і моменти, що діють на літак

Коефіцієнт підйімальної сили літального апарата (зазвичай, відноситься до площі крила) є сумою компонентів, що створюються крилом, фюзеляжем, горизонтальним оперенням, мотогондолами, а також внаслідок інтерференції вказаних агрегатів [1]:

$$c_{y\text{ ЛА}} = c_{y\text{ кр}} + c_{y\text{ ф}} \frac{S_{\text{ф}}}{S} + c_{y\text{ ГО}} \frac{S_{\text{ГО}}}{S} + c_{y\text{ МГ}} \frac{S_{\text{МГ}}}{S} + c_{y\text{ инт}}, \quad (5.1)$$

де $c_{y\text{ инт}}$ – коефіцієнт підйімальної сили від інтерференції.

Аналогічно коефіцієнт лобового опору ЛА:

$$c_{x\text{ ЛА}} = c_{x\text{ кр}} + c_{x\text{ ф}} \frac{S_{\text{ф}}}{S} + c_{x\text{ ГО}} \frac{S_{\text{ГО}}}{S} + c_{x\text{ ВО}} \frac{S_{\text{ВО}}}{S} + c_{x\text{ МГ}} \frac{S_{\text{МГ}}}{S} + c_{x\text{ инт}} + \Delta c_x, \quad (5.2)$$

де Δc_x – шкідливий опір, що виникає внаслідок технологічних відхилень поверхні планера ЛА від теоретичного контуру.

Поляра першого роду (або просто – поляра) являє собою залежність $c_y = f(c_x)$ в швидкісній системі координат (рис. 5.2). Поляра другого роду являє собою аналогічну залежність в зв'язаній системі координат, в наш час використовується рідше [2].

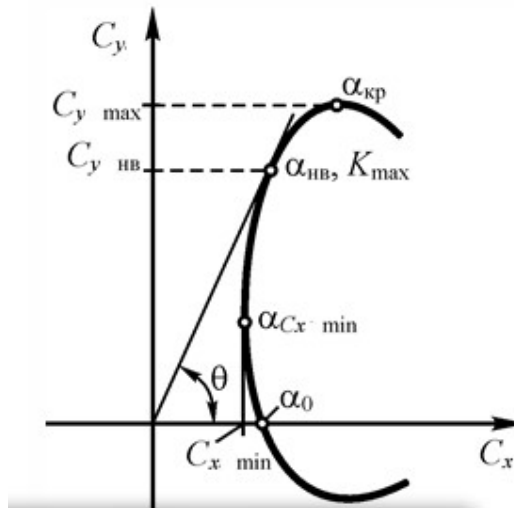


Рис. 5.2. Поляра першого роду

За допомогою поляри першого роду можна визначити такі важливі при аеродинамічному проектуванні ЛА параметри як $c_{x \min}$, $c_{y \max}$, K_{\max} , а при розмітці за кутами атаки також кут атаки нульової підйимальної сили α_0 , найвигідніший $\alpha_{нв}$ та критичний $\alpha_{кр}$ кути атаки.

Для відсіку крила з симетричним профілем поляра буде симетричною відносно вісі абсцис.

Для більш точного встановлення відповідності кутів атаки та коефіцієнту підйимальної сили будують графік $c_y = f(\alpha)$. Дещо рідше замість поляри будують графік $c_x = f(\alpha)$ (рис. 5.3).

При оцінці максимальної аеродинамічної якості літального апарата, оцінці впливу на нього різних агрегатів зручно користуватись графіком $K = f(c_y)$ або $K = f(\alpha)$ (рис. 5.4). Цей графік дуже чутливий

до похибок: при середньоквадратичному відхиленні коефіцієнта лобового опору $\delta c_x = 0,0003$ для літака з $c_{x \min} \sim 0,035$ та $K_{\max} \sim 20$ середньоквадратичне відхилення максимальної аеродинамічної якості становить $\delta K_{\max} \sim 0,2$.

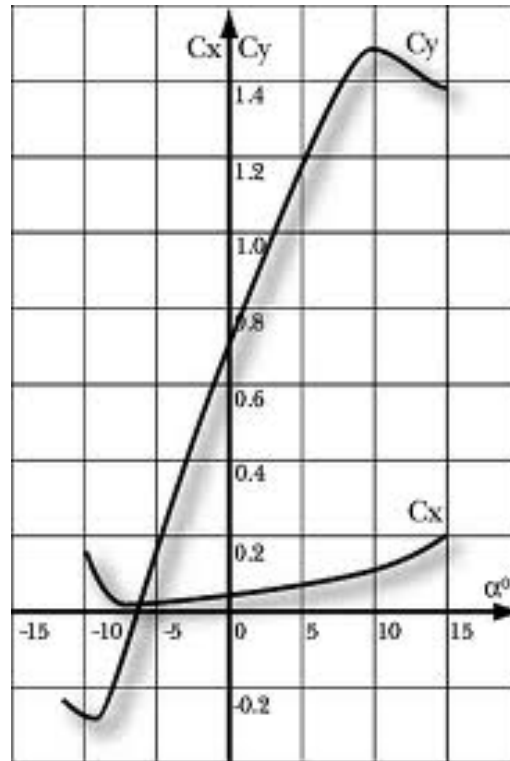


Рис. 5.3. Залежності коефіцієнтів підйимальної сили і лобового опору

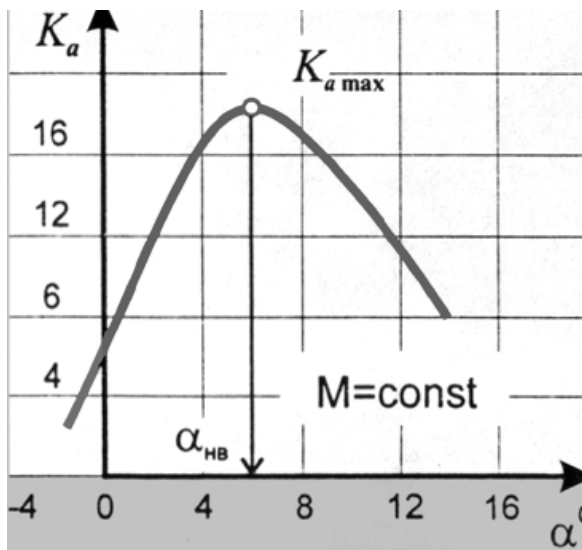


Рис. 5.4. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки [3]

Для визначення поздовжньої статичної стійкості будують графік $m_z = f(\alpha)$ або $m_z = f(c_y)$ (на рис. 5.5 коефіцієнт моменту позначено через c_m). Якщо похідна $m_z^{c_y} < 0$, то апарат статично стійкий, якщо $m_z^{c_y} > 0$ – нестійкий, якщо $m_z^{c_y} = 0$ – стійкість нейтральна.

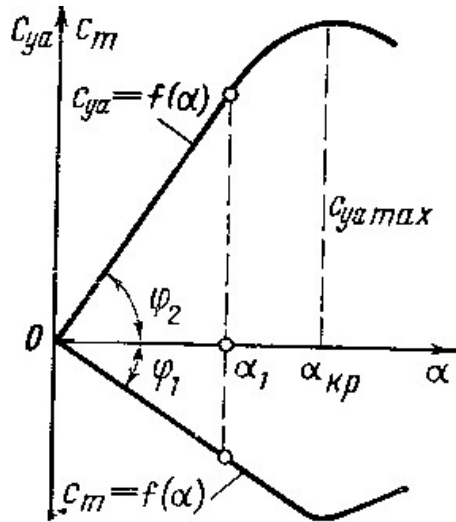


Рис. 5.5. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки

Аналогічно оцінюють поперечну статичну стійкість або стійкість за креном (при $m_x^\beta < 0$ апарат статично стійкий) та шляхову статичну стійкість або стійкість за курсом (при $m_y^\beta < 0$ апарат статично стійкий).

Слід зазначити, що статична стійкість є обов'язковою, але не достатньою умовою динамічної стійкості, тобто літак, який є статично стійким, може бути динамічно нестійким.

Для визначення положення центру тиску при малих кутах атаки і відсутності ковзання достатньо розділити поздовжній момент на підймальну силу або коефіцієнт моменту на коефіцієнт сили

$$\bar{x}_p \approx -\frac{m_z}{c_y}. \quad (5.3)$$

Детальніше методика проведення випробувань і обробки результатів експерименту наведена в конспекті лекцій з дисципліни.

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити методику обробки результатів експерименту в аеродинамічній трубі та будову аеродинамічних ваг. Вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Шестикомпонентні аеродинамічні ваги (рис. 5.6). Будова простіших – трикомпонентних ваг наведена на рис. 5.7.
2. Модель літака або відсіку крила з державками (рис. 5.8).
3. Контрольний насадок аеродинамічної труби (див. лабораторні роботи №№2, 3).
4. Мікроманометр контрольного насадка аеродинамічної труби (див. лабораторну роботу №1).

$$c_x = \frac{X}{qS} - \frac{X_{підв}}{qS} - 0,17 \frac{S}{F_{гр}} c_y^2,$$

поправка на опір поправка на вплив
підвіски границь потоку



Рис. 5.6. Модель на аеродинамічних вагах в робочій частині АТ-1 [5]

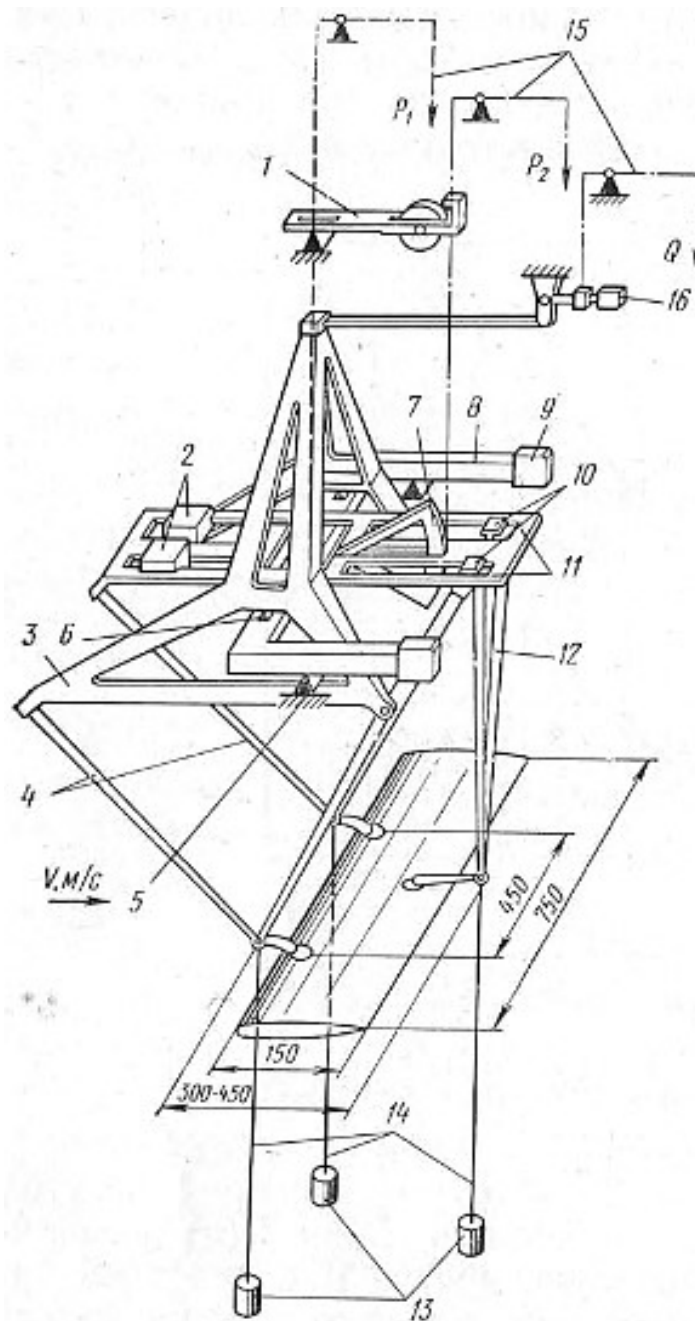


Рис. 5.7. Будова трикомпонентних аеродинамічних ваг АВНК: 1 – механізм α ; 2 – балансувальні вантажі сектора зміни кута атаки; 3 – верхня частина передньої підвіски; 4 – передня підвіска; 5, 6 – шарніри; 7 – сектор зміни кутів атаки; 8 – рухома рама; 9 – балансувальні вантажі; 10 – шарніри задньої підвіски; 11 – поздовжня змінна база; 12 – задня підвіска; 13 – контрвантажі; 14 – дріт; 15 – вагові елементи (важелі); 16 – качалка

$$m_x = \frac{M_x}{qSl} - \frac{M_{x\text{ нідс}}}{qSl},$$

↑
поправка на опір підвіски

$$m_y = \frac{M_y}{qSl} - \frac{M_{y\text{ нідс}}}{qSl},$$

↑
поправка на опір підвіски

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A} - 57,3 c_{y\text{ ГО}}^\alpha q_{\text{ГО}} S_{\text{ГО}} l_{\text{ГО}} \delta_{\text{он}} \frac{S}{F_{\text{тр}}} c_y,$$

↑
поправка на вплив границь потоку, де

$\delta_{\text{он}}$ – емпіричний поправочний коефіцієнт

$$c_y = \frac{Y}{q_{\text{випр}} S},$$

де $q_{\text{випр}} = \frac{q_{\text{вимір}}}{b}$, $b = f(c_y, S) = \frac{\mu}{\mu + \Delta\mu}$ – поправка на блокінг-ефект;

$\alpha_{\text{випр}} = \alpha_{\text{вимір}} - \delta_\alpha \frac{S}{F_{\text{тр}}} c_y \cdot 57,3$ ← поправка на вплив границь потоку.

Вказані поправки до вимірюваних величин вносяться системою автоматично. Тут наведені для того, щоб студенти розуміли фізику процесу обтікання моделі в аеродинамічній трубі.

Порядок виконання роботи:

1. Ознайомитись з будовою шестикомпонентних аеродинамічних ваг.
2. Встановити модель на ваги та перевірити кут установлення моделі за рівнем.
3. При вимкненій трубі (за відсутності потоку в робочій частині) зробити виміри «нульових» значень параметрів c_x, c_y, m_z при всіх кутах атаки, на яких буде проводитись експеримент.
4. Провести експеримент з вимірюванням сил і моментів на шестикомпонентних аеродинамічних вагах та обробкою

отриманого матеріалу – розрахунком шести коефіцієнтів при різних кутах атаки і ковзання.



Рис. 5.8. Модель літака для випробувань в аеродинамічній трубі [4]

5. Побудувати графіки $c_x, c_y, m_z, \bar{x}_p = f(\alpha), c_y = f(c_x), K = f(c_y), m_x, m_y = f(\beta)$.
6. Визначити параметри $\alpha_0, \alpha_{нв}, \alpha_{кр}; c_{x \min}, c_{y0}, c_{y \max}, c_y^a; m_z^a, m_z^{cy}; K_{\max}; m_x^\beta, m_y^\beta$.
7. Зробити висновки щодо стійкості моделі літака відносно трьох осей та оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладів під час експерименту, а саме $c_x, c_y, m_z, K = f(\alpha), m_x, m_y = f(\beta)$; графіків $c_x, c_y, m_z, \bar{x}_p = f(\alpha), c_y = f(c_x), K = f(c_y), m_x, m_y = f(\beta)$, побудованого за цими даними; розрахунку значень параметрів $\alpha_0, \alpha_{нв}, \alpha_{кр}; c_{x \min}$,

$c_{y0}, c_{y \max}, c_y^a; m_z^a, m_z^{cy}; K_{\max}; m_x^b, m_y^b$ та висновків, у яких вказується, в якому діапазоні кутів атаки модель є стійкою в повздовжньому каналі, в якому діапазоні кутів ковзання модель є стійкою за креном та за курсом.

Контрольні питання:

1. Що таке поляр першого роду?
2. Що таке $\alpha_0, \alpha_{не}, \alpha_{кр}; c_{x \min}, c_{y0}, c_{y \max}, c_y^a; m_z^a, m_z^{cy}; K_{\max}; m_x^b, m_y^b$?
3. Який основний принцип роботи аеродинамічних ваг?
4. Як враховується вплив підвіски ваг та державок моделі?
5. Що таке скіс та косизна потоку?
6. Чим відрізняється статична стійкість від динамічної?

Наукове завдання

Як впливає форма профілю крила (кривизна і її точка, товщина її точка, радіус носка) на його аеродинамічні коефіцієнти: $\alpha_0, c_{x \min}, c_{y0}, c_{y \max}, K_{\max}$?

Список рекомендованої літератури

1. *Вотяков, В. Д.* Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем – Ч. 1 «Аэродинамика» [Текст] / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.
2. *Орлов Н. А.* Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
3. Аэродинамическое качество и угол атаки [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://old.as-club.ru/kurs3/aero/html/kurs_577_0.html – 31.12.2015.
4. «Фрегат экоджет» начинает второй этап аэродинамических испытаний [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://sdelanounas.ru/blogs/51152/> – 31.12.2015.
5. Український мілітарний портал. Державний авіабудівний концерн «Антонов» [Електронний ресурс] – Режим доступу:

31.12.2015.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №6

Дослідження розподілу повітряного тиску по поверхні моделі відсіку крила

Мета лабораторної роботи: при різних кутах атаки отримати епюр розподілу тиску вздовж хорди даного перерізу крила, визначити коефіцієнт підйімальної сили в даному перерізі та критичне число Маха.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 5 годин.

Стислі теоретичні відомості:

Дослідження розподілу тиску за поверхнею тіла є однією з найбільш розповсюджених задач експериментальної аеродинаміки. Це дослідження дозволяє уточнити умови обтікання тіла, визначити необхідність оптимізації форми, надає вихідні дані для розрахунку на міцність [1].

Випробування проводяться на спеціально препарованих моделях, опис яких наведено нижче (рис. 6.1).

Як аеродинамічні сили та моменти зводять до безрозмірних коефіцієнтів, так і тиск, виміряний в кожній точці тіла зводять до коефіцієнта тиску, який за означенням дорівнює

$$\bar{p} = c_p = \frac{p - p_0}{q} = \frac{p - p_{атм}}{\rho V_0^2 / 2}, \quad (6.1)$$

де p – тиск в точці на профілі;

p_0 – тиск в атмосфері (статичний тиск в потоці);

V_0 – швидкість набігаючого потоку.

Користуватись абсолютними величинами тиску незручно (можливий розподіл наведено на рис. 6.2). Приклад типового епюра тиску на профілі наведено на рис. 6.3, 6.4. Зазначимо, що для зручності епюр коефіцієнту тиску, як правило, будують «перевернутим», тобто від'ємні значення відраховуються вгору, а додатні – вниз.

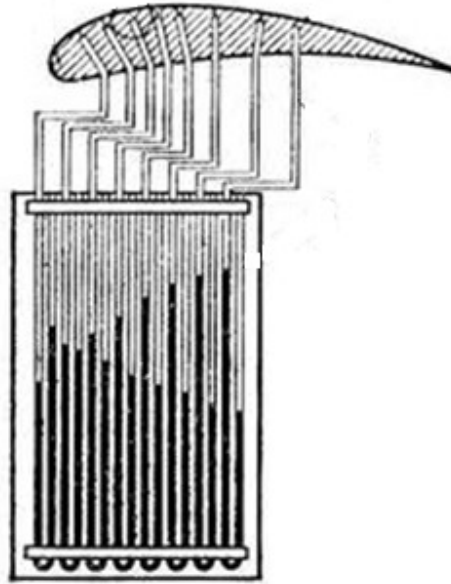


Рис. 6.1. Схема препарованої (дренажної) моделі відсіку крила, підключеної до батарейного манометру

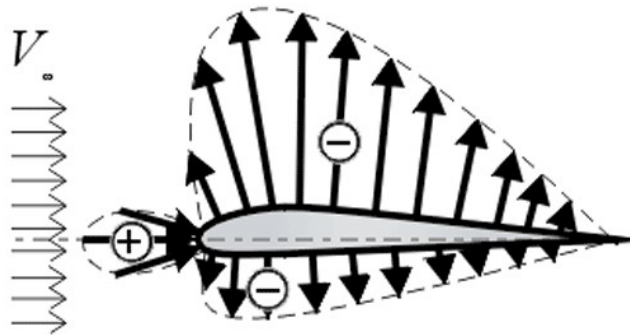


Рис. 6.2. Розподіл тиску (в абсолютних величинах) на несиметричному профілі при нульовому куті атаки

Знаючи епюр тиску при даному куті атаки α можна шляхом інтегрування обчислити значення коефіцієнтів c_y та m_z при цьому куті

атаки (для c_x даних недостатньо, так як інтегрування може дати лише опір тиску, який для типових аеродинамічних профілів товщиною менше 20 % менший, ніж опір тертя).

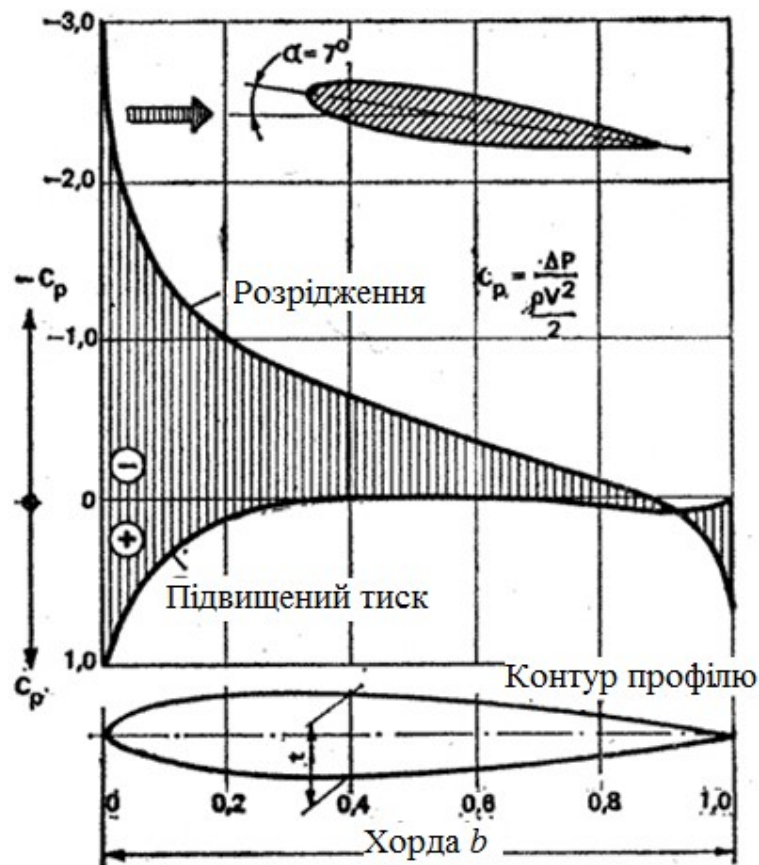


Рис. 6.3. Епюра тиску для симетричного профілю при куті атаки $\alpha = 7^\circ$

Формула для інтегрування має вигляд

$$c_y = \int_0^1 \bar{p} d\bar{x}, \quad (6.2)$$

де $\bar{x} = x/b$ – відносна координата вздовж хорди профілю.

Значення коефіцієнта тиску в точці, де швидкість дорівнює швидкості зовнішнього незбуреного потоку, очевидно, дорівнює нулю.

Важливо усвідомлювати, що виміряний тиск (і коефіцієнт тиску) визначається в кожній точці перпендикулярно поверхні, тобто за місцевою нормаллю. Тому для більш точного визначення коефіцієнта

підіймальної сили в швидкісній системі координат потрібно коефіцієнт тиску в кожній точці спроеціювати на вертикаль, тобто помножити на косинус кута між нормаллю та вертикаллю. На практиці цей крок іноді пропускають, що призводить до похибок в кілька відсотків.

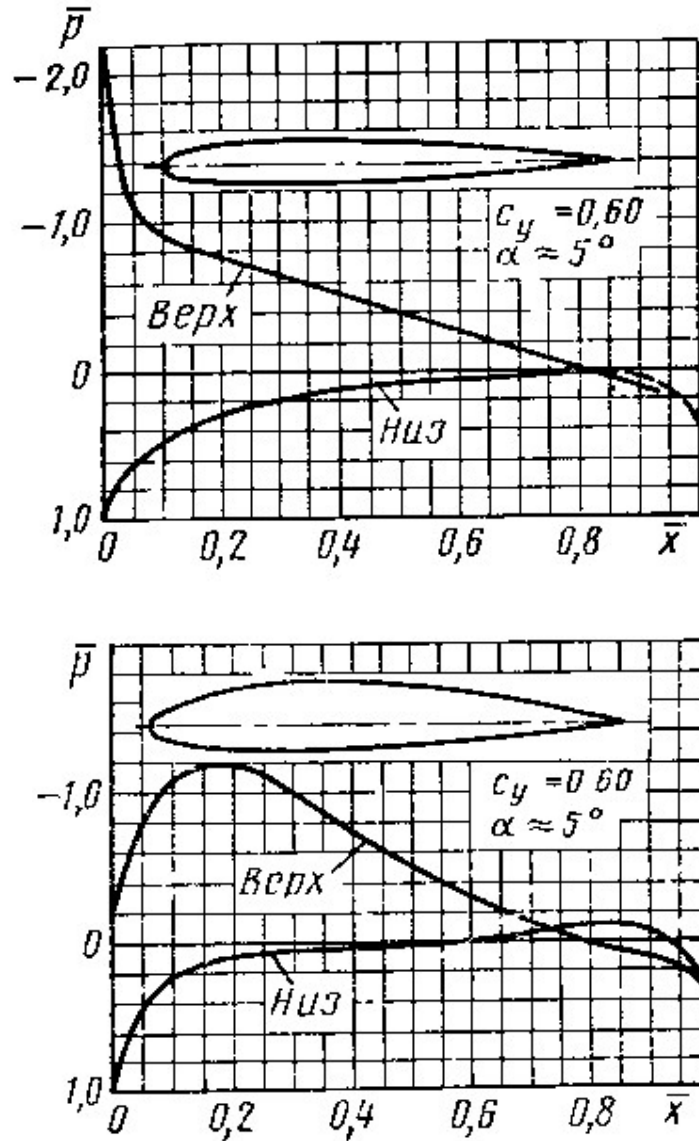


Рис. 6.4. Елюр тиску на двох профілях різної товщини при однакових кутах атаки

Значення коефіцієнта тиску завжди дорівнює одиниці в одній точці на носку профілю (точці повного гальмування потоку або критичній точці), за виключенням випробувань з імітаторами двигуна та

при великих числах Маха (коли проявляються явища стисливості повітря) – тоді коефіцієнт тиску в цій точці може значно перевищувати одиницю. В усіх інших точках профілю значення коефіцієнта менше. На практиці не завжди одна з дренажних точок співпадає з точкою повного гальмування потоку, але при побудові епюра вона все одно проводиться через точку зі координатами (0; +1).

В ідеальній (нев'язкій) рідині значення коефіцієнта тиску на задній кромці профілю дорівнювало б нулю (швидкість дорівнювала б швидкості незбуреного потоку). Внаслідок в'язкості повітря на задній кромці гальмується, і коефіцієнт тиску має невелику додатну величину (див. рис. 6.3, 6.4).

Для симетричного профілю при нульовому куті атаки епюри верхньої та нижньої поверхні, очевидно, співпадають, і площа графіку між ними дорівнює нулю, як і коефіцієнт підйімальної сили.

Важливою перевагою дренажних випробувань є можливість визначення за епюром критичного числа Маха для даного профілю. Для цього користуються графіком, який вперше отримав Христіанович (рис. 6.5).

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Контрольний насадок аеродинамічної труби.
2. Мікроманометр контрольного насадка.
3. Батарейний манометр (рис. 6.6).
4. Дренована модель крила.
5. Шаблон крила з відмітками положення отворів на поверхні моделі за контуром профілю.
6. Прилад для зміни кутів атаки моделі (α -механізм).
7. Шланги для з'єднання трубок моделі з батарейним манометром.

При виконанні роботи потрібно користуватись формулами:

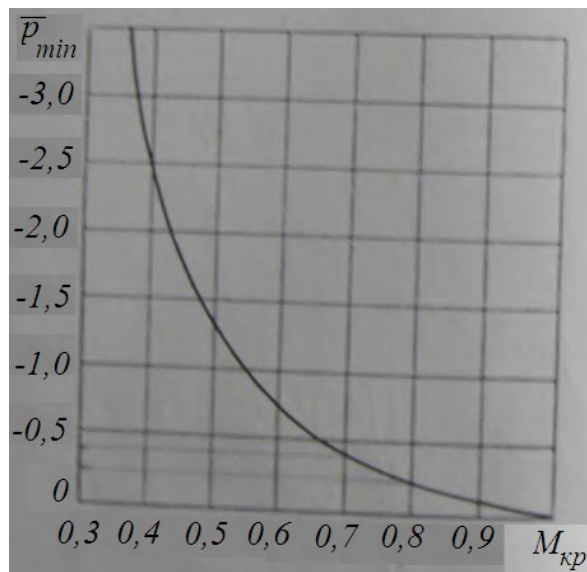


Рис. 6.5. Залежність критичного числа Маха від мінімального коефіцієнта тиску, визначеного при малих числах Маха

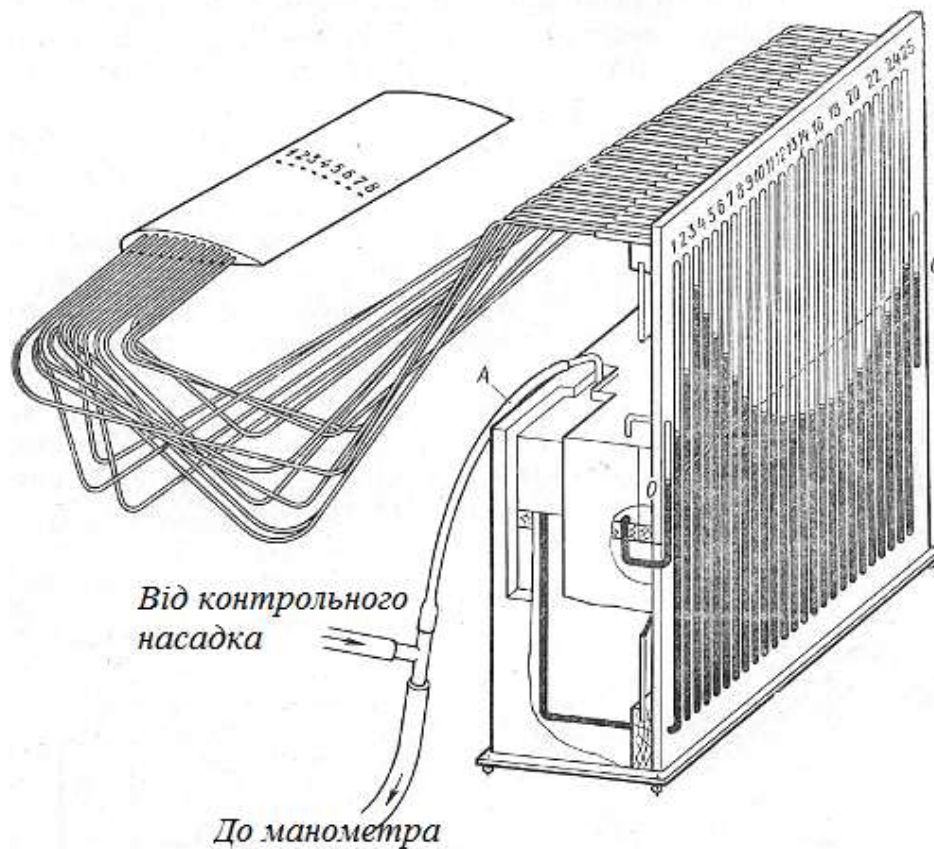


Рис. 6.6. Батарейний манометр та схема приєднання його до моделі та приймача повітряного тиску

$$\bar{p} = c_p = \frac{p - p_0}{q} = \frac{p - p_{амм}}{\rho V_0^2 / 2};$$

$$c_y = \int_0^1 \bar{p} d\bar{x}$$

Загальна схема установки наведена на рис. 6.7.

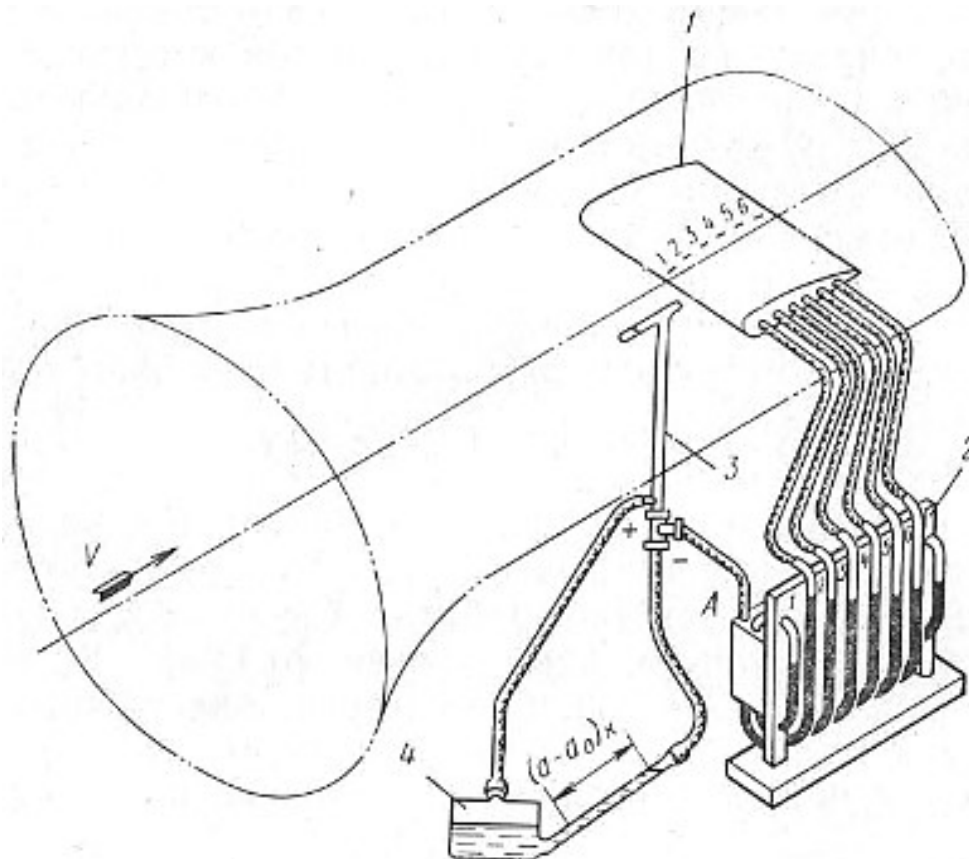


Рис. 6.7. Схема установки для дренажних випробувань моделі крила в АТ-1: 1 – модель; 2 – батарейний манометр; 3- приймач повітряного тиску; 4 – мікроманометр.

Порядок виконання роботи:

1. Ознайомитись з батарейним манометром та скласти схему приєднання трубок від моделі до нього.
2. Встановити модель в аеродинамічній трубі під заданим кутом атаки.

3. Провести експеримент з вимірюванням епюри на заданому куті атаки.
4. Змінити кут атаки та повторити експеримент.
5. Випробування бажано проводити за методом миттєвих відліків. Найкращим способом для запису показів батарейного манометра та мікроманометра, що фіксує швидкісний напір, є фотографування.
6. Обробити отримані результати випробувань та побудувати епюр тиску. При побудові епюра можна знехтувати відхиленням вимірних значень від вертикального напрямку.
7. Визначити коефіцієнт підйимальної сили для всіх кутів атаки за епюрами.
8. Визначити критичне число Маха для всіх кутів атаки за епюрами.
9. Зробити висновки про вплив кута атаки на критичне число Маха.
10. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з батарейного манометра під час експерименту; епюрів розподілу тиску при визначених істинних кутах атаки; розрахунку значень параметрів $c_y, M_{кр}$ з поясненням, за яким саме алгоритмом визначались ці значення, та висновків.

Контрольні питання:

1. Що таке коефіцієнт тиску \bar{p} ?
2. Чому дорівнює значення місцевої швидкості при $\bar{p} = 0$, $\bar{p} = 1$, $\bar{p} = \bar{p}_{\min}$?
3. Як впливає кут атаки та форма профілю на картину розподілу тиску?

4. Як впливає явище стисливості повітря на коефіцієнт тиску в критичній точці?
5. Що таке критичне число Маха і як його визначити за епюром тиску?
6. Як визначити коефіцієнт підйимальної сили за епюром тиску?

Наукове завдання

Як виглядає епюр тиску для визначення коефіцієнта опору тиску? В яких випадках, на вашу думку, він може знадобитись?

Список рекомендованої літератури

1. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
2. Вотяков, В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлики их систем – Ч. 1 «Аэродинамика» [Текст] / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №7

Визначення шарнірних моментів органів керування літального апарата на моделі ізольованого хвостового оперення

Мета лабораторної роботи: визначення коефіцієнта шарнірного момента руля висоти/напрямку як функції кута відхилення при різних кутах атаки/ковзання.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 3 години.

Стислі теоретичні відомості:

Шарнірним моментом, тобто моментом аеродинамічних сил, що діють руль висоти (або інший орган керування) відносно його осі обертання, визначається величина зусиль на ручку керування або на

привод системи керування при заданому положенні центра мас ЛА, даному куті атаки крила та куті установки стабілізатора [1].

Шарнірний момент органа керування представляється безрозмірним коефіцієнтом шарнірного моменту, приведеним до площі та хорди органа керування. Для руля висоти формула набуває вигляду

$$M_{шв} = m_{шв} \frac{\rho V^2}{2} S_{\epsilon} b_{\epsilon}, \quad (7.1)$$

тобто

$$m_{шв} = \frac{M_{шв}}{q S_{\epsilon} b_{\epsilon}} \quad (7.2)$$

Аналогічно задається коефіцієнт шарнірного моменту руля напрямку, елерона.

Типова залежність коефіцієнта шарнірного моменту за кутом відхилення руля висоти (рис. 7.1).

Для зменшення шарнірного моменту застосовується аеродинамічна осьова, рогова компенсація (рис. 7.2), а також сервокомпенсатори та тримери (рис. 7.3).

Осьова компенсація наближає вісь обертання до центра тиску руля і тому зменшує момент сил. Типова осьова компенсація складає порядку 25 % хорди руля, тобто вісь обертання знаходиться не на носку руля, а в точці 25 % хорди руля. В разі відсутності компенсації шарнірний момент може зрости в 1,5...2 рази, що призводить до збільшення зусиль в системі керування та, відповідно, збільшення маси цієї системи, а для легких літаків – і до збільшенні зусиль льотчика на штурвалі/ручці керування (для магістральних літаків зворотнього зв'язку від руля до льотчика зазвичай немає, і навантаження на штурвалі забезпечуються системою спеціальних пружин).

Надалі коефіцієнт шарнірного моменту перераховується на такий важливий параметр, як $k_{ш}$ – коефіцієнт передачі від руля до ручки [2]:

$$k_u = \frac{\partial \delta^\circ}{\partial x_p} \quad (7.3)$$

Але розгляд цього питання виходить за межі даної роботи.

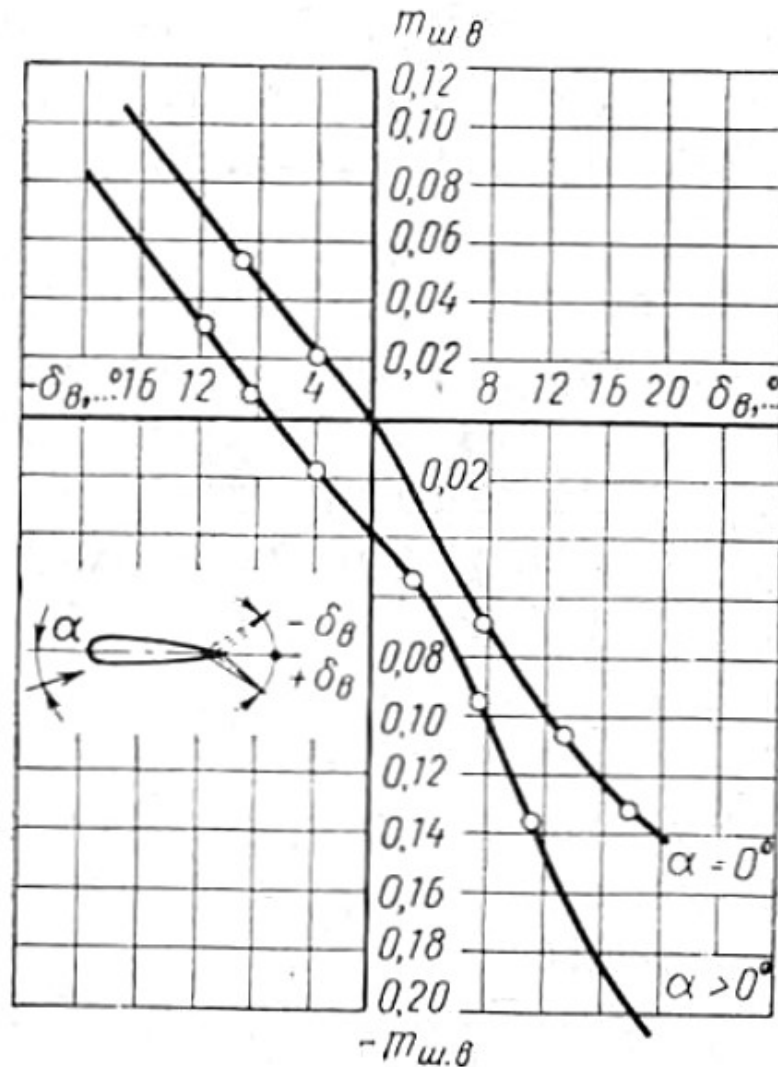


Рис. 7.1. Графіки залежності коефіцієнта шарнірного моменту $m_{ш.в}$ від кута відхилення δ_θ

При проектуванні рулів з аеродинамічною та роговою компенсацією необхідно зважати на те, що надмірна компенсація (перекомпенсація) призводить не лише до зменшення величини похідної $m_{ш.в}^\delta$, а й до зміни її знака на додатний. Це є неприпустимим

явищем, так як призводить до затягування руля в певне положення, відмінне від нейтрального.

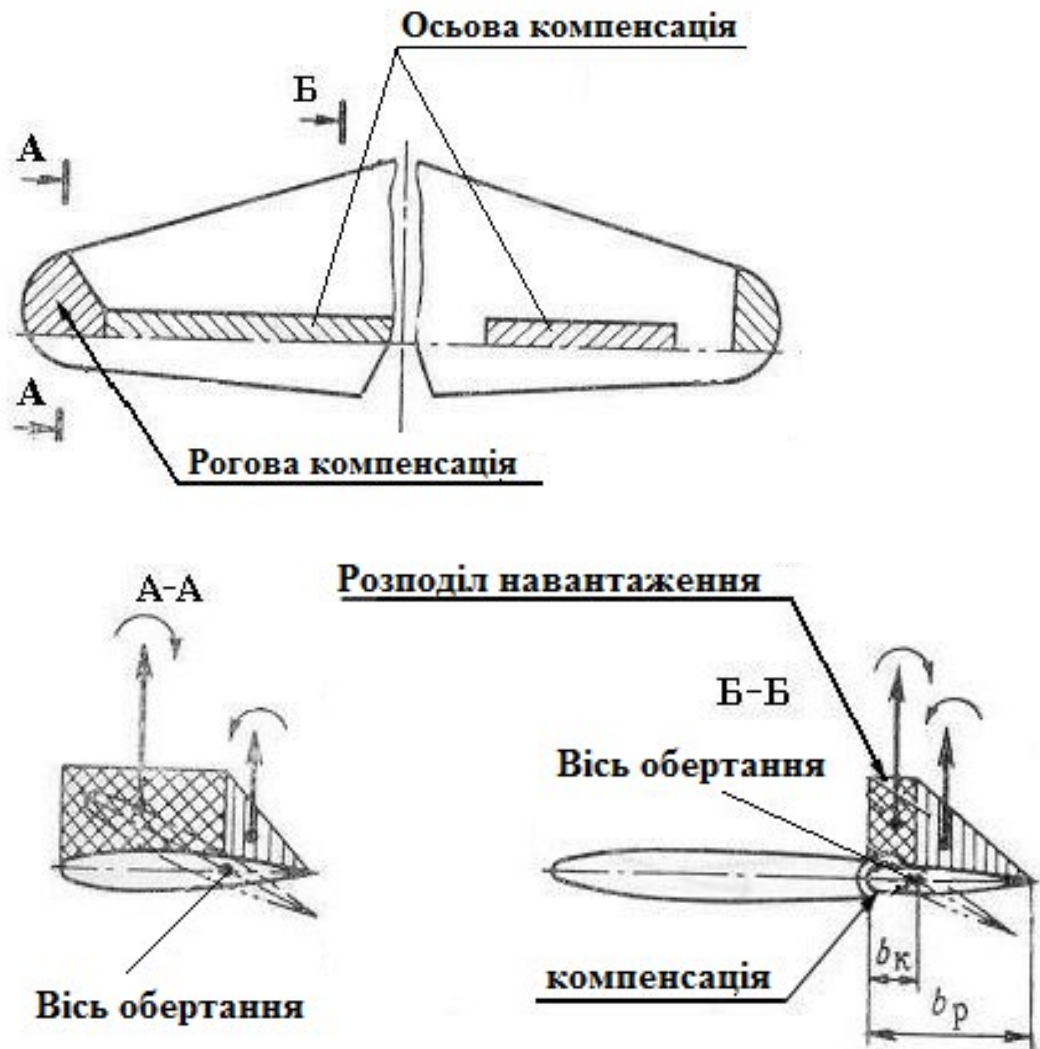


Рис. 7.2. Схема осьової та рогової компенсації [3]

Аналітично визначити коефіцієнт шарнірного моменту складно, так як він залежить від багатьох факторів, включаючи профілювання стабілізатора, кута атаки, форми щілини між стабілізатором та рулем висоти, числа Рейнольдса, шорсткості поверхні тощо.

В наш час коефіцієнт шарнірного моменту можна з достатньою точністю визначати розрахунковими методами аеродинаміки. Навіть спрощення задачі до двовимірної в програмному пакеті на зразок *Ansys* дозволяє визначати шарнірний момент з прийнятною похибкою порядку

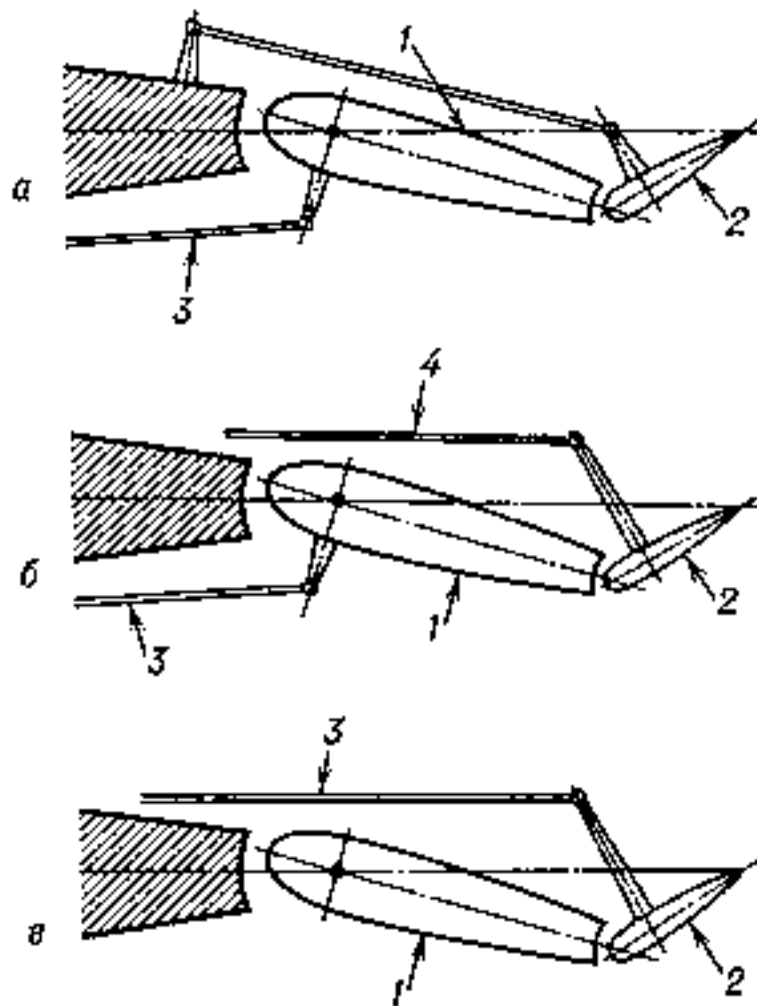


Рис. 7.3. Сервокомпенсатори та тримери: *а* – сервокомпенсатор, *б* – тример, *в* – серворуль, 1 – орган керування, 2 – допоміжний орган, 3 – проводка до важеля керування, 4 – проводка до механізму керування тримером [4]

$\pm 10\%$. Але для залікових випробувань все ж необхідно покладатись на результати експерименту в аеродинамічній трубі, а далі – льотних випробувань.

При експериментальному визначенні шарнірного моменту для швидкостей далеких від хвильового кризу особливо важливо дотримання геометричної подібності та подібності за числами

Рейнольдса. Тому для зменшення похибок шарнірні моменти найчастіше визначають не на моделі літака, на моделі ізольованого хвостового оперення (МІХО), що дозволяє значно збільшити її розміри (рис. 7.4). На МІХО моделюють ГО з рулем висоти, ВО з рулем напрямку чи без нього, задній відсік фюзеляжу.

Шарнірні моменти можна визначати за допомогою тензодатчику (рис. 7.5), як найчастіше і роблять в наш час.

Можлива альтернативна схема установки для визначення шарнірного моменту в аеродинамічній трубі наведена на рис. 7.6.

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Модель ізольованого хвостового оперення, препарована для установки на центровий прилад або для установки тензометричного датчику.
Вісь обертання руля висоти/напрямку має співпадати з віссю обертання приладу (в іншому випадку виникають додаткові похибки вимірювання).
2. Контрольний насадок аеродинамічної труби.
3. Мікроманометр контрольного насадка.
4. Моментний центровий прилад (рис. 7.6) або тензометричний датчик (рис. 7.5).
5. Механізм зміни кутів атаки.

Під час виконання роботи потрібно користуватись формулами:

$$m_{ue} = \frac{M_{ue}}{q S_e b_e},$$

$$m_{ue} = \frac{M_{вимір}}{a - a_0} const ,$$

$$const = S_e b_e \sin \varphi \gamma K \xi \mu$$

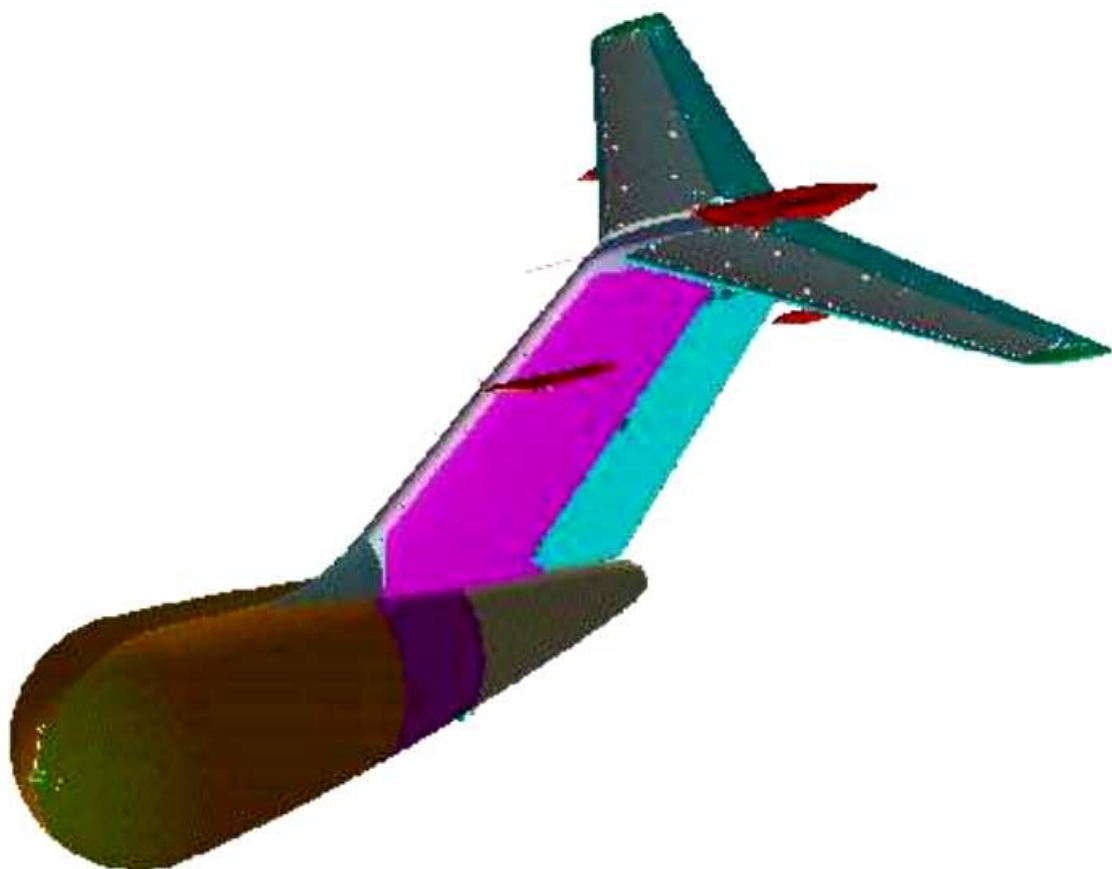


Рис. 7.4. Модель ізольованого хвостового оперення (MIXO)

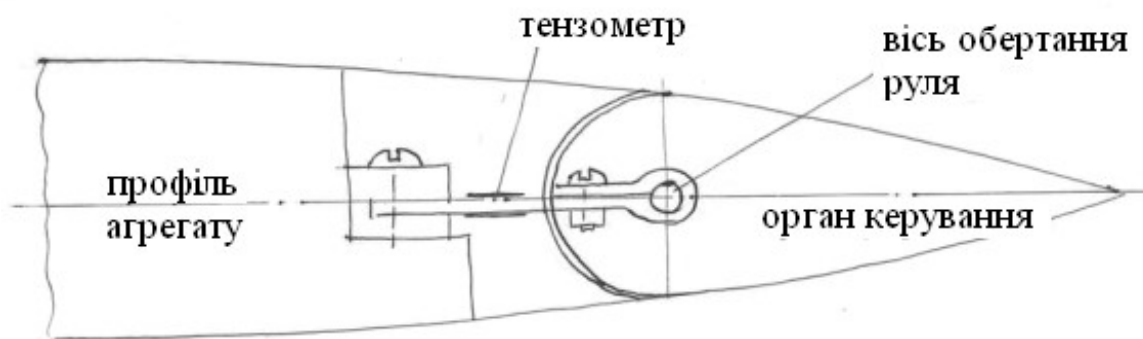


Рис. 7.5. Схема визначення шарнірного моменту руля за допомогою тензометричного датчика

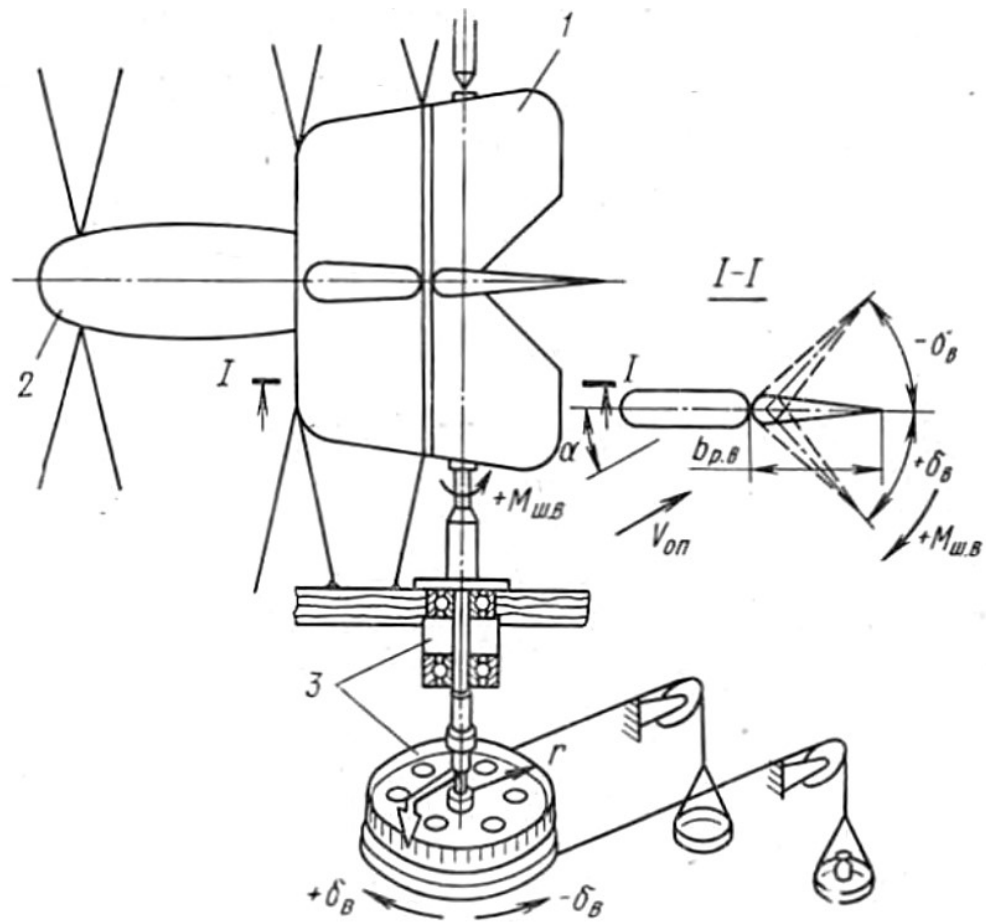


Рис. 7.6. Схема установки для визначення шарнірного моменту руля висоти: 1 – модель руля; 2 – модель заднього відсіку фюзеляжу; 3 – моментний центровий прилад

Порядок виконання роботи:

1. Далі наведено порядок виконання роботи на прикладі руля висоти. В залежності від умов роботи в аеродинамічній трубі можливі аналогічні випробування з рулем напрямку. При цьому замість кута атаки буде матись на увазі кут ковзання.
2. Ознайомитись з установкою руля висоти на моментному центровому приладі та перевірити установку стабілізатора та хвостової частини фюзеляжу.
3. Встановити руль висоти під кутом 0° .

4. Провести випробування при трьох кутах атаки з визначенням коефіцієнта шарнірного моменту руля висоти.
5. Змінити кут відхилення руля висоти в діапазоні $\delta_g = \pm 20^\circ$ та повторити випробування.
6. Обробити результати експерименту, побудувати графіки при різних кутах атаки (кутах установки стабілізатора).
7. Визначити похідну $m_{\text{шв}}^{\delta_g}$ при різних кутах атаки.
8. Оформити звіт.

При виконанні роботи на прикладі горизонтального оперення та руля висоти результат повинен бути представлений у вигляді кривої зміни коефіцієнта шарнірного моменту $m_{\text{шв}} = f(\delta_g)$ при різних кутах атаки горизонтального оперення.

При виконанні роботи на прикладі вертикального оперення та руля напрямку результат повинен бути представлений у вигляді кривої зміни коефіцієнта шарнірного моменту $m_{\text{шн}} = f(\delta_n)$ при різних кутах ковзання вертикального оперення.

Кут відхилення руля висоти вважається додатним при відхиленні вниз. Знак поздовжнього моменту додатний в напрямі на кабрування. Таким чином, додатне відхилення руля висоти створює від'ємний поздовжній момент (на пікірування). Аналогічно при суцільно поворотному горизонтальному оперенні додатний кут установлення створює від'ємний момент.

Кут відхилення руля напрямку вважається додатним при повороті хвостика вправо. Знак моменту ристання додатний при повороті хвоста фюзеляжу вправо. Таким чином, додатне відхилення руля напрямку створює від'ємний курсовий момент.

Кут відхилення правого елерона вважається додатним при відхиленні вниз, а лівого – вгору. Таким чином додатне відхилення кожного елерона створює від'ємний момент крену.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних шарнірного моменту, знятих з приладу під час експерименту; побудованих за цими даними графіків $m_{шв} = f(\delta_v)$ при різних кутах атаки горизонтального оперення або $m_{шн} = f(\delta_n)$ при різних кутах ковзання вертикального оперення; розрахунку значень похідної $m_{шв}^{\delta_v}$ або $m_{шн}^{\delta_n}$ при різних кутах атаки/ковзання та висновків, у яких вказується, в якому діапазоні кутів відхилення руля висоти/напрямку та кутів атаки/ковзання залежність шарнірного моменту від кута відхилення є лінійною або близькою до лінійної.

Контрольні питання:

1. Що таке шарнірний момент?
2. Чому за означенням дорівнює коефіцієнт шарнірного моменту?
3. Які існують типи аеродинамічних компенсаторів шарнірного моменту?
4. Яка залежність коефіцієнта шарнірного моменту руля висоти від кута атаки?
5. Яка залежність коефіцієнта шарнірного моменту руля висоти від кута ковзання?

Наукове завдання

Зробити огляд літератури та проаналізувати вплив числа Рейнольдса на величину шарнірного моменту.

Список рекомендованої літератури

1. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
2. Остославский, И. В. Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. :

Государственное издательство оборонной промышленности, 1951.
– 368 с.

3. Способы уменьшения маневренных усилий управления [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://cnit.ssau.ru/virt_lab/su/su1_5.htm – 31.12.2015.
4. Сервокомпенсация [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/131681/Сервокомпенсация> – 31.12.2015.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №8

Дослідження засобів збільшення підйимальної сили крила

Мета лабораторної роботи: визначити приріст максимального значення коефіцієнта підйимальної сили крила та зміну балансувального кута атаки шляхом застосування закрилків.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 4 години.

Стислі теоретичні відомості:

З розвитком транспортної авіації збільшуються швидкості літаків, при чому зростають питомі навантаження на крило, і зростає мінімальна швидкість літаків. До того ж застосування суперкритичних профілів, доцільних при високих числах Маха, призводить до зменшення величини $c_{y\max}$ порівняно з класичними профілями приблизно з 1,5...1,6 до 1,1...1,2. Це збільшує розбіг та пробіг літаків та дистанцію необхідну для злітно-посадкової смуги

Це призводить до необхідності використання розвинутої механізації (рис. 8.1), що збільшує максимальний коефіцієнт підйимальної сили та дозволяє зменшити мінімальну швидкість літака.

$$mg = Y = c_{y\max} \frac{\rho V_{\min}^2}{2} S \quad (8.1)$$

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y\max}\rho S}} \quad (8.2)$$

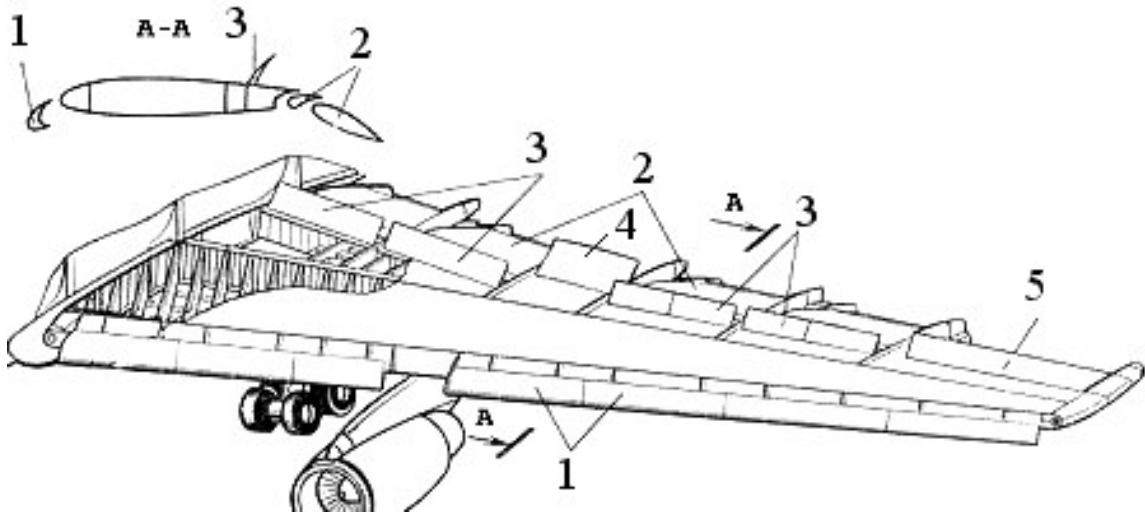


Рис. 8.1. Механізація крила літака: 1 – передкрилки, 2 – закрилки, 3 – гасники підіймальної сили (спойлери/інтерцептори), 4 – гальмівний щиток, 5 – елерон [1]

Альтернативним засобом збільшення $c_{y\max}$ є керування примежовим шаром, але він застосовується значно рідше через значні енергетичні затрати.

Принцип роботи простого закрилка та носка, що відхиляється, полягає в збільшенні кривизни профілю, що, як відомо, до певної межі супроводжується зростанням максимального коефіцієнта підіймальної сили. Висувний закрилок не тільки збільшує $c_{y\max}$, але і фактичну площу крила S , що додатково зменшує мінімальну швидкість. Закрилок, який при відхиленні або висуванні створює спеціально спрофільовану щілину, дозволяє отримати найбільше значення $c_{y\max}$: перетікання повітря з нижньої поверхні на верхню збільшує швидкість потоку на останній і дозволяє відхилити закрилок на більше кути δ_z без появи відриву потоку на цьому закрилку. Аналогічний принцип роботи передкрилку.

Найбільше розповсюдження для сучасних транспортних літаків отримали одно- та двощільні закрилки.

В історії авіації застосовувались навіть трищільні закрилки (Ту-154), але це призводить до відносно невеликого приросту $c_{y\max}$ наряду з істотним збільшенням маси конструкції та складності висувних механізмів. Тому навіть на таких великих літаках як А-380 застосовується двощільний закрилок.

Якщо типове значення $c_{y\max}$ для крила в крейсерській конфігурації, тобто з прибраною механізацією ($\delta_z = 0^\circ$), дорівнює $c_{y\max} \sim 1,0 \dots 1,5$, то із простим закрилком $c_{y\max} \sim 2,0$, із двощільовим – $c_{y\max} \sim 2,5 \dots 2,8$, для трищільового – $c_{y\max} \sim 3,2$.

Обдувка крила з механізацією струменем двигуна дозволяє істотно збільшити ефективність механізації (на літаку Ан-70 досягнуто значень порядку 7 одиниць).

Відхилення носка профілю або передкрилка призводить, як правило, не збільшення не лише $c_{y\max}$, а і критичного кута атаки $\alpha_{кр}$. Натомість відхилення щитків та закрилків також призводить до росту $c_{y\max}$, але критичний кут атаки не змінюється або навіть зменшується. Всі пристрої призводять до збільшення лобового опору c_{x0} . Вплив механізації передньої та задньої крайки на аеродинамічні характеристики наведені на рис. 8.2.

Перевагою передкрилків при посадці є саме збільшення критичного кута атаки: літак заходить на посадку і торкається злітно-посадкової смуги колесами основного (заднього) шасі на великому куті атаки, після чого опускає ніс, підймальна сила швидко зменшується, сила реакції опори (покриття ЗПС) зростає, як і сила тертя, а пробіг значно зменшується.

Під час проектування літака виникає конфлікт між необхідністю збільшення площі крила, що обслуговується закрилками, та тієї, яку

займають елерони (механізація передньої крайки – носок, щиток Крюгера та передкрилок – може займати практично весь розмах крила, включаючи і елерони).

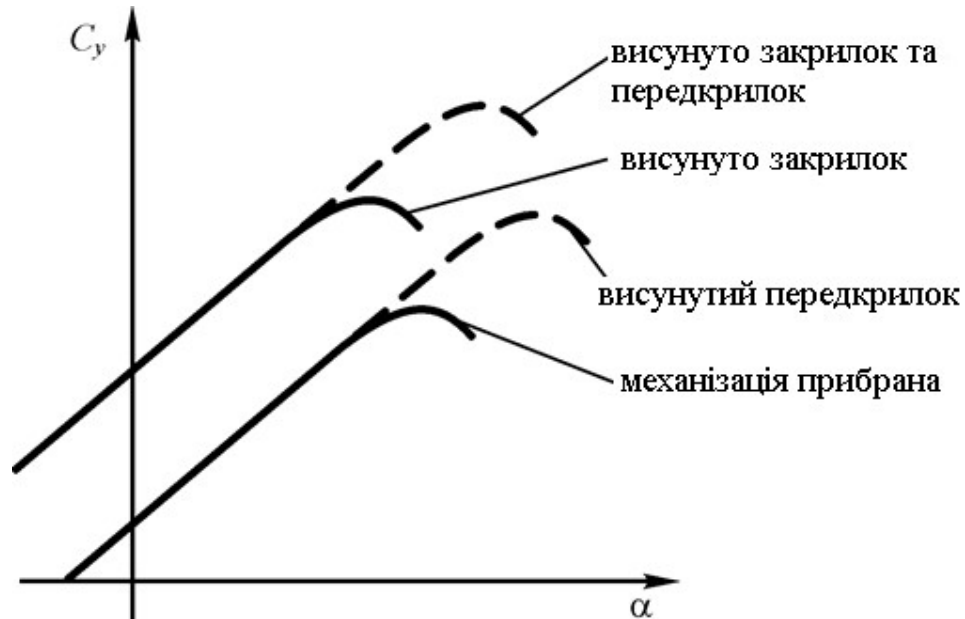


Рис. 8.2. Вплив механізації на аеродинамічні характеристики [2]

Розповсюджена емпірична формула дозволяє оцінити ефективність закрилків [3]

$$\Delta c_y = 0,075 \bar{S}_z \Delta \alpha_z \cos^2 \chi_{сер}, \quad (8.3)$$

де $\bar{S}_z = S_z / S$ – частина площі крила, що обслуговується закрилками;

$$\text{для трапецієподібних крил } \bar{S}_z = \frac{2\eta - \frac{l_z}{l}(\eta - 1)}{\eta + 1} \frac{l_z}{l}; \quad (8.4)$$

S – площа крила з підфюзеляжною частиною;

η – звуження крила;

l – розмах крила;

l_z – розмах закрилків;

$\Delta\alpha_z$ – зміна кута нульової підйимальної сили при відхиленні закрилка, визначається за графіком на рис. 8.3;

$\chi_{сер}$ – середній кут стрілоподібності крила в області закрилка, що визначається з умови

$$\operatorname{tg} \chi_{сер} = \operatorname{tg} \chi - \frac{2 \eta - 1}{\lambda \eta + 1} \quad (8.5)$$

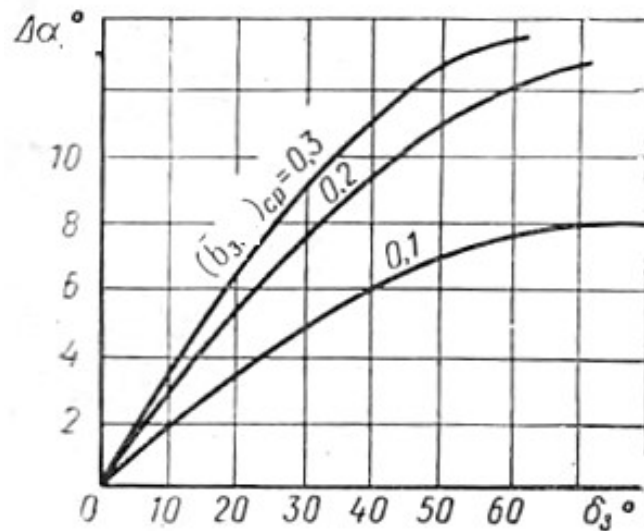


Рис. 8.3. Графік для визначення $\Delta\alpha_z$, де \bar{b}_z – відношення середньої хорди закрилка до середньої хорди крила

Важливе методичне зауваження: експериментальним шляхом ефективність механізації, тобто її вплив на максимальне значення коефіцієнта підйимальної сили, визначають не за зміною $c_{y \max}$, так як цей параметр визначається в умовах розвинутого відриву, тобто нестационарного обтікання. Орієнтовно при досягненні критичного кута атаки область відриву на верхній поверхні крила становить близько 50 %, а для суперкритичних профілів, в яких підйимальна сила в більшій мірі створюється нижньою поверхнею, – навіть 60 %. Це призводить до коливання всіх аеродинамічних параметрів і до збільшення похибки при визначенні їх середнього значення. Окремо слід зважати на існування аеродинамічного гістерезису: підйимальна сила та лобовий опір будуть

відрізнятись на даному куті атаки в залежності від історії зміни кута атаки – знизу чи зверху було досягнуто цього положення (особливо це явище проявляється при появі відриву потоку, тобто при кутах атаки, на яких порушується лінійна залежність $c_y(\alpha)$). Крім того, існує механічний гістерезис аеродинамічних ваг, тому при знятті характеристик завжди рухаються від мінімального кута атаки до максимального.

Таким чином, найбільш точне визначення впливу механізації на максимальне значення коефіцієнта підйімальної сили досягається вимірюванням параметра Δc_{y0} , тобто зміни коефіцієнта при нульовому куті атаки.

Окрім впливу на підймальну силу та лобовий опір, відхилення закрилків змінює значення поздовжнього моменту m_z і балансувального кута атаки $\alpha_{бал}$, що визначається за графіком, наведеним на рис. 8.4, і представляється у вигляді графіку, наведеного на рис. 8.5.

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Модель літака з державками.
2. Три- або шестикомпонентні аеродинамічні ваги.
3. Шаблони для контролю установки кутів відхилення закрилку δ_z .
4. Контрольний приймач повітряного тиску.
5. Мікроманометр та дві гумові трубки для приєднання до контрольного приймача тиску.
6. Графік для визначення зміни кута атаки нульової підйімальної сили від кута відхилення закрилка.

$$c_y = \frac{Y}{qS} = \frac{2Y}{\rho V^2 S}$$

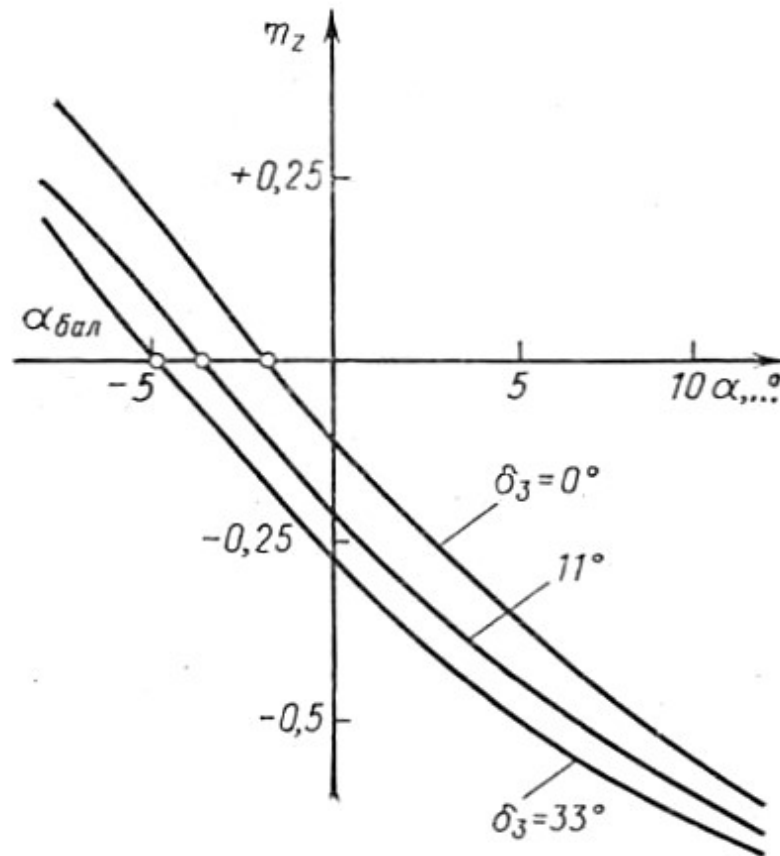


Рис. 8.4. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту від кута атаки при різних кутах відхилення закрилка

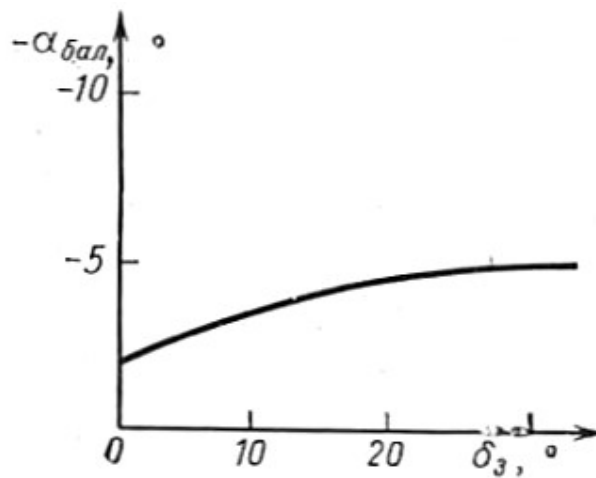


Рис. 8.5. Залежність балансувального кута атаки від кута відхилення закрилка

$$c_x = \frac{X}{qS} = \frac{2X}{\rho V^2 S}$$

$$m_z = \frac{M_z}{qSb} = \frac{2M_z}{\rho V^2 Sb}$$

$$\Delta c_y = 0,075 \bar{S}_3 \Delta \alpha_3 \cos^2 \chi_{сер},$$

$$\bar{S}_3 = S_3 / S$$

$$\bar{S}_3 = \frac{2\eta - \frac{l_3}{l}(\eta - 1)}{\eta + 1} \frac{l_3}{l};$$

$$tg \chi_{сер} = tg \chi - \frac{2}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1}.$$

Порядок виконання роботи:

1. Скласти схему установки та програму випробувань моделі.
2. Встановити закрилки у вихідне положення, тобто $\delta_3 = 0^\circ$.
3. Зняти «нульові» покази ваг в усьому заданому діапазоні кутів атаки.
4. Приєднати контрольний приймач повітряного тиску через гумові трубки до мікроманометру та зняти «нульовий» показ.
5. Провести експеримент за заданою програмою.
6. Відхилити закрилки на заданий кут δ_3 .
7. Повторити експеримент в новій конфігурації, тобто з іншим кутом відхилення закрилків.
8. Обробити матеріали випробування та побудувати графіки $c_x, c_y, m_z = f(\alpha)$, $K_{\max} = f(\delta_3)$, $c_y = f(c_x)$, $\alpha_{бал} = f(\delta_3)$ (див. рис. 8.3, 8.4, 8.5).
9. Підрахувати приріст Δc_{y0} за наведеною вище емпіричною формулою (8.3), яка широко застосовується при ескізному та дипломному проектуванні студентами в учбовому процесі.

10. Порівняти розраховане значення Δc_{y0} з Δc_{y0} , отриманим в ході експерименту.
11. Зробити висновки про вплив відхилення закрилків на збільшення коефіцієнта підйімальної сили, коефіцієнта опору, зміну коефіцієнта поздовжнього моменту та балансувального кута атаки.
12. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладів під час експерименту, а саме $c_x, c_y, m_z = f(\alpha, \delta_3)$; графіків $c_x, c_y, m_z = f(\alpha), K_{\max} = f(\delta_3), c_y = f(c_x), \alpha_{bal} = f(\delta_3)$, побудованих за цими даними; розрахунку значень параметру Δc_{y0} за емпіричною формулою та результатом експерименту; висновків, у яких вказується, як відхилення закрилку впливає на вказані вище аеродинамічні параметри.

Контрольні питання:

1. Що таке кривизна профілю f ?
2. Що таке закрилок простої схеми?
3. З якою метою необхідно збільшувати значення $c_{y \max}$ в літаків?
4. Чому відхилення закрилку призводить до збільшення підйімальної сили крила?
5. Як впливає кут відхилення закрилка на приріст Δc_{y0} ?
6. Як впливає кут відхилення закрилка на c_x ?
7. Що таке площа поверхні, яка обслуговується закрилком?

Наукове завдання

Які загальних закономірностей потрібно дотримуватись при проектуванні закрилку: вибору кутів відхилення, щілин, перекриття?

Список рекомендованої літератури

1. Механизация крыла [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://cnit.ssau.ru/virt_lab/kriilo/vved/dl_7.htm – 31.12.2015
2. Аэродинамические рули и механизация крыла самолета [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://lektsii.org/1-15933.html> – 31.12.2015.
3. Орлов Н. А. Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №9

Дослідження профілю швидкостей у примежовому шарі крила

Мета лабораторної роботи: визначити товщину примежового шару та картини розподілу швидкостей за висотою шару.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 4 години.

Стислі теоретичні відомості:

Дослідження примежового шару, особливо, турбулентного – складна задача аеродинаміки, на яку в наш час витрачаються значні зусилля науковців.

Складність полягає зокрема в тому, що результати вимірювання параметрів потоку в настільки малих масштабах як товщина примежового шару, значно спотворюються впливом вимірювального інструмента. Наслідком є значна розбіжність експериментальних даних, отриманих різними дослідниками [1].

Незавершеність теоретичного опису примежового шару призводить до появи численних моделей турбулентності, які

використовують в розрахунковій аеродинаміці. При цьому жодна з моделей не є універсальною [2].

Схема примежового шару наведена на рис. 9.1 [3].

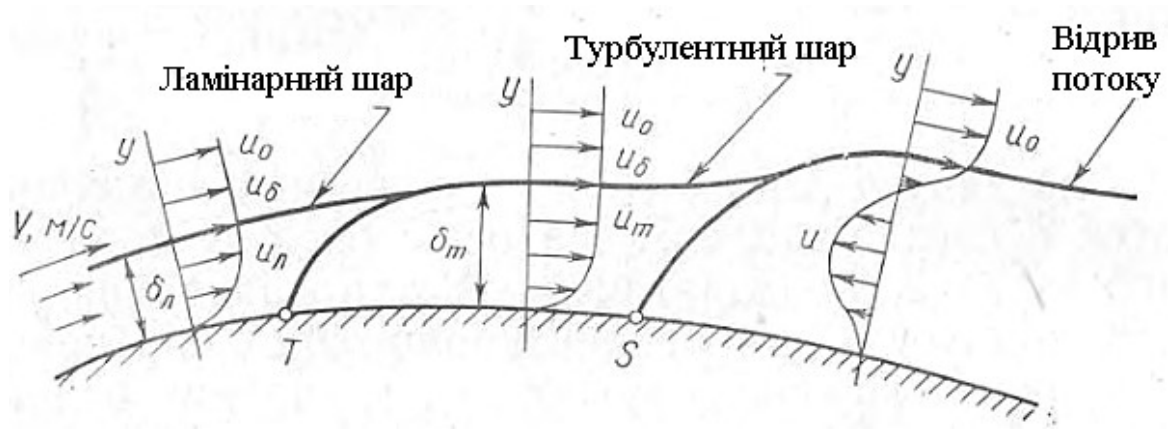


Рис. 9.1. Структура примежового шару: T – точка ламінарно-турбулентного переходу примежового шару; S – точка відриву примежового шару.

Примежовий шар на поверхні тіла простягається від передньої крайки до точки відриву S (якщо відрив має місце) або до задньої крайки (якщо відриву немає). Товщина примежового шару δ є умовною величиною – висотою над поверхнею, на якій швидкість потоку досягає 99% від місцевої швидкості.

Від передньої крайки до точки T примежовий шар ламінарний, далі – турбулентний.

Загалом при зростанні числа Рейнольдса точка переходу T зміщується вперед, від задньої крайки до передньої. Для плоскої пластини, встановленої під нульовим кутом атаки, положення точки залежить лише від числа Рейнольдса, початкового ступеня турбулентності потоку та шорсткості поверхні. Для крила літака (та інших просторових тіл) форма його профілю і товщина також впливають на координату точки T . При цьому точка переходу тяжіє до точки максимальної товщини крила, так як спереду від неї утворюється

конфузор (потік звужується за течією), що заважає розвитку турбулентних пульсацій. Натомість за точкою максимальною кривизни утворюється дифузор, що сприяє появі турбулентного примежового шару. Для малих літаків (одно-, двомісних) та планерів точка переходу дійсно виявляється близькою до точки максимальної товщини, тобто 20...60 % хорди. Для магістральних літаків при великих числах Рейнольдса (внаслідок великих габаритів та значних швидкостей) точка переходу може знаходитись за 5 % від носка профілю.

Для низьких чисел Рейнольдса, що відповідає малим безпілотним ЛА або літаючим моделям, примежовий шар може бути повністю ламінарним, але для пілотованих літаків завжди є турбулентна ділянка.

Фізично замість точки ламінарно-турбулентного переходу примежового шару існує перехідна область, в якій поступово втрачається плавне обтікання та розвиваються турбулентні структури. Але для практичних завдань в авіабудуванні таке спрощення цілком виправдане.

В турбулентному примежовому шарі можна виділити кілька підшарів. Раніше вважалось, що навіть в розвиненому турбулентному шарі біля поверхні є тонкий ламінарний підшар. Наразі встановлено, що цей підшар також не є стаціонарним, у ньому виникають локальні нестійкості, що переростають у викиди газу до зовнішніх підшарів примежового шару.

В турбулентному примежовому шарі також діє закон 20 і 80 %, тобто 80 % енергії турбулентності створюється в 20% шару, які розташовані найближче до стінки. Наслідком цього є те, що збурення, які виникають всередині цих 20 % шару (наприклад, від нерівностей поверхні), швидко затухають (в масштабі кількох лінійних розмірів цієї нерівності), а збурення у верхній частині турбулентного шару поширюються на значну відстань вниз за потоком (кілька десятків лінійних розмірів нерівності). Тому турбулізатори, що іноді встановлюються на поверхні літака чи БЛА з метою фіксації ламінарно-

турбулентного переходу, мають проектуватись з висотою більше 20...25 % від місцевої товщини примежового шару.

Товщина примежового шару збільшується від носка до хвоста профілю за законами, наведеними нижче. Тому вимоги до якості поверхні літака відрізняються в передній частині крила, в середині та в хвостовій частині: наприклад, допускається виступ поперек потоку $\pm 0,2$ мм в першій половині профілю, та $\pm 0,4$ – в останній.

Як відомо, аеродинамічний опір складається з опору тертя і опору тиску (до останнього за своєю природою належать також індуктивний та хвильовий опір). Недоліком турбулентного примежового шару є те, що він при інших рівних умовах створює значно більший опір тертя, ніж ламінарний. Перевагою турбулентного примежового шару є те, що він краще «прилипає» до поверхні, тому відрив потоку на крилі настає на більших кутах атаки (при появі відриву опір тиску зростає в багато разів та значно переважає опір тертя). Так на рис. 9.1 при повністю ламінарному примежовому шарі (наприклад, при менших числах Рейнольдса) і відсутності точки T , точка S розташовувалась би значно лівіше, область відриву була б помітно більшою, опір тертя був би менший, але опір тиску і сумарний лобовий опір різко вирости б.

Швидкість в турбулентному примежовому шарі при віддаленні від стінки наростає швидше, ніж в ламінарному (рис. 9.2). З графіків видно, що при безвідривному обтіканні в кожній точці градієнт $(du/dy)_{y=0} > 0$. В точці S градієнт швидкості стає рівним нулю, і далі за потоком $(du/dy)_{y=0} < 0$, тобто виникає зворотна течія.

Для тонкої пластинки швидкість в ламінарному (l) і турбулентному (m) примежовому шарі та його товщина визначається за формулами:

$$\frac{u_l}{u_0} = 2 \frac{y}{\delta} - \frac{y^2}{\delta^2}, \quad (9.1)$$

$$\frac{u_m}{u_0} = \left(\frac{y}{\delta}\right)^{1/n}, \quad (9.2)$$

де $n = 7...10$ в залежності від $Re = 5 \cdot 10^4 ... 10^7$;



Рис. 9.2. Визначення швидкостей в примежовому шарі: *a* – профіль швидкостей в ламінарному примежовому шарі; *б* – в турбулентному

$$\delta_n = 5,8 \sqrt{vx/u_0}, \quad (9.3)$$

$$\delta_n = 5,8 \sqrt{vx/u_0}. \quad (9.4)$$

Для великих чисел Маха

$$\delta_n = 5,8 \frac{x}{\sqrt{Re_x}} (1 + 0,1M^2)^{7/8}, \quad (9.5)$$

$$\delta_m = 0,37 \frac{x}{\sqrt[5]{Re_x}} (1 + \frac{1}{15} M^2)^{1/3} \quad (9.6)$$

Для зменшення коефіцієнта тертя в турбулентному примежовому шарі можна обмежити масштаб пульсацій швидкості в ньому. На цій ідеї засновано використання поздовжніх канавок (риблет – англ. *riblets*), які є перспективним напрямом розвитку авіації в найближчому майбутньому [4].

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками..

Опис лабораторної установки та методики експерименту

Розподіл швидкостей в примежовому шарі досліджується на прикладі моделі крила прямокутної форми в плані. Загальна схема установки показана на рис. 9.3

1. Препарована модель прямокутного крила з козирками (рис. 9.4).

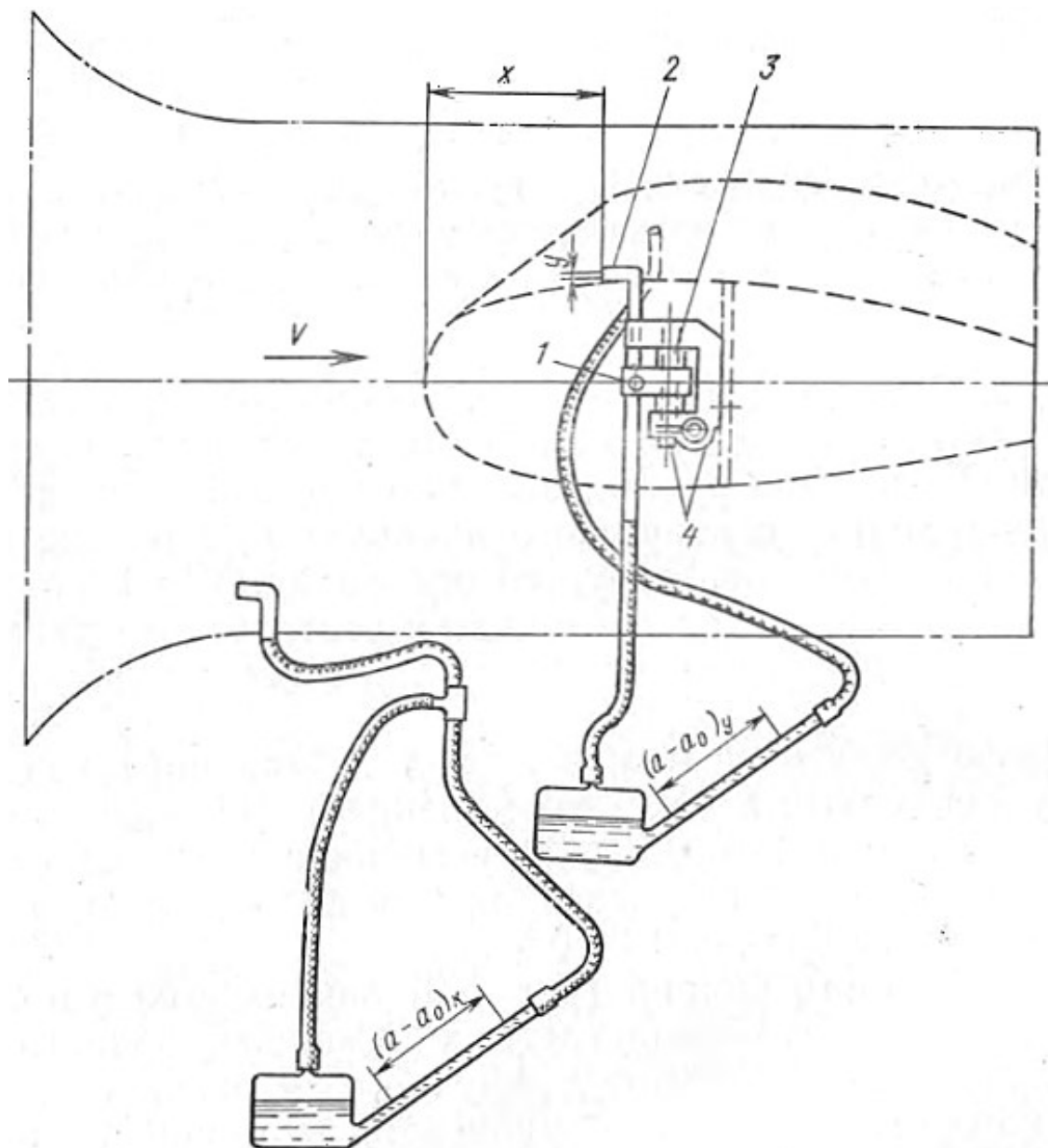


Рис. 9.3. Схема установки для дослідження розподілу швидкостей в примежовому шарі: 1 – повзунок; 2 – насадок; 3 – ходовий гвинт; 4 – черв'ячний редуктор.

2. Мікронасадок.

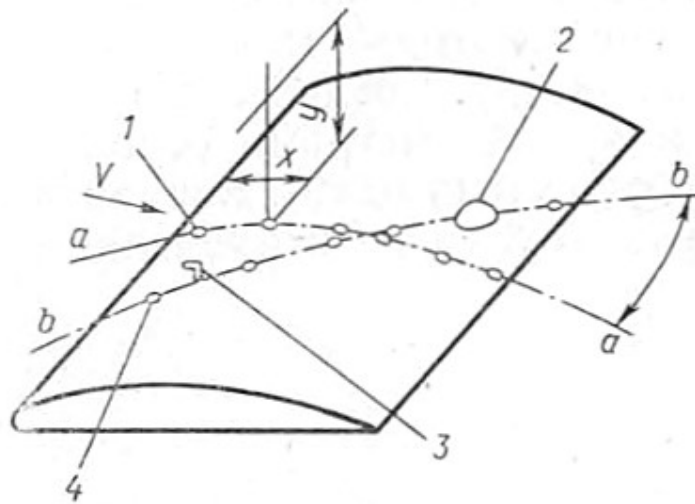


Рис. 9.4. Схема препарування моделі: 1 – отвір приймача статичного тиску; 2 – козилок; 3 – мікронасадок; 4 – отвори для встановлення насадка повного тиску.

3. Мікрокоординатник з приводом (рис. 9.5).

4. Два мікроманометри.

Під час розрахунку необхідно користуватись формулами:

$$u = \sqrt{a - a_0} \text{const}, \quad \text{const} = \sqrt{2 \sin \varphi \gamma K / \rho}$$

$$\bar{u} = \frac{u}{u_0}$$

$$Re_x = \frac{Vx}{\nu}$$

$$V = \sqrt{2(a - a_0)_k \sin \varphi_k \gamma_k K_k \xi_k \mu / \rho}$$

$$y = 0,5d_0 + (n - n_0)h,$$

де індекс «к» означає «контрольний прилад».

Порядок виконання роботи:

1. Вивчити схему установки та прилади.
2. Встановити крило під кутом атаки $\alpha_0 = 0^\circ$.

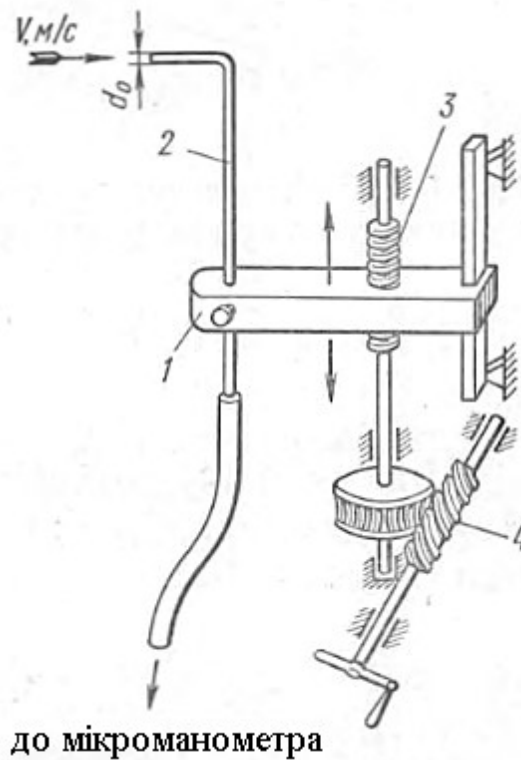


Рис. 9.5. Кінематична схема мікрокоординатника: 1 – повзунок; 2 – мікронасадок; 3 – ходовий гвинт; 4 – черв'ячний редуктор.

3. Встановити насадок в крайнє нижнє положення в точці поблизу носка моделі (де примежовий шар є ламінарним) та зробити нульовий відлік за датчиком.
4. Виміряти повний напір на мікроманометрі мікронасадка.
5. Переставити насадок, піднявши його на задане значення у мм, та виконати новий вимір повного напору.
6. Повторювати вимірювання повного напору потоку по місцевій нормалі до поверхні до тих пір, поки напір не перестане змінюватись.
7. Повторити пункти 3...6 для точки в хвостовій частині моделі, де потік є турбулентним.
8. Результати роботи представити у вигляді двох діаграм $u/u_0 = f(y)$ розподілу швидкостей за товщиною примежового

шару, що відповідає ламінарному та турбулентному режимам течії. Можливо також визначити картину розподілу швидкостей в примежовому шарі в зоні відриву чи за відривом.

9. Зробити висновки

10. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з мікроманометру під час експерименту, а саме значень повного напору; розрахованих значень швидкості потоку в примежовому шарі; графіків $u/u_0 = f(y)$, побудованих за цими даними в двох точках – з ламінарним і турбулентним примежовим шаром; висновків, у яких вказується, за яким законом розподіляються швидкості в ламінарному і турбулентному примежових шарах.

Контрольні питання:

1. За якими законами відбувається наростання товщини примежового шару для ламінарного та турбулентного режимів течії?
2. Що можна сказати про зміну статичного тиску в примежовому шарі по нормалі до поверхні тіла?
3. Як впливає стисливість повітря на товщину примежового шару?
4. За якими законами відбувається зміна швидкості в ламінарному і турбулентному шарах?
5. Від чого залежить положення точки переходу ламінарного шару в турбулентний?
6. Як впливає форма профілю на положення точки переходу T ?

Наукове завдання

Як впливає початковий ступінь турбулентності на положення точки переходу ламінарно-турбулентного примежового шару [5]?

Список рекомендованої літератури

1. *Бабенко В. В.* Пограничный слой на эластичных пластинах [Текст] / В. В. Бабенко, М.В. Канарский, В. И. Коробов. – К: Наукова думка: 1993. – 264 с. (Переведена в Cortana Corporation, США – 1997).
2. *Лапин, Ю. В.* Статистическая теория турбулентности (прошлое и настоящее – краткий очерк идей) [Текст] / Ю. В. Лапин // Научно технические ведомости. Издательство политехнического университета. Вып. 2. – СПб, СПбГПУ, 2004.
3. *Орлов Н. А.* Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
4. Streamwise variable height riblets for reducing skin friction drag of surfaces [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.google.com/patents/US6345791> – 31.12.2015.
5. *Репик, Е.У.* Влияние турбулентности потока на результаты весовых измерений в аэродинамических трубах [Текст] / Е.У. Репик, Ю.П. Соседко // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского. – Вып. 1636. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1975. – 20 с.

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №10

Визначення кута скосу потоку та коефіцієнта гальмування потоку біля хвостового оперення

Мета лабораторної роботи: визначити кут скосу потоку біля хвостового оперення та коефіцієнта гальмування швидкості.

Місце проведення: аеродинамічна лабораторія АТ-1 ДП «Антонов». **Час проведення:** 6 годин.

Стислі теоретичні відомості:

В першій частині роботи знаходять кут скосу потоку біля оперення, який є одним із найважливіших параметрів, необхідних для аналізу стійкості та керованості літака. Знання кута скосу потоку в околі оперення необхідно при розрахунку балансування літака, при визначення умов стійкості та обчислення зусиль при керуванні літаком [1].

Коефіцієнт повного моменту тангажа дорівнює алгебраїчній сумі коефіцієнта моменту літака без горизонтального оперення та коефіцієнта моменту горизонтального оперення, тобто

$$m_z = m_{z_{\delta_{zo}}} + m_{z_{zo}} \quad (10.1)$$

Після випробувань моделі літака при кількох кутах установки стабілізатора, а також випробувань без горизонтального оперення визначають при заданому положенні центру тяжіння коефіцієнти $m_z = f(\alpha, \varphi)$ і $m_{z_{\delta_{zo}}} = f_1(\alpha)$ за формулою

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A} = \frac{Gr}{(a - a_0) \sin \varphi K \xi \mu S b_A} \quad (10.2)$$

Коефіцієнт моменту горизонтального оперення моделі можна представити у вигляді різниці коефіцієнтів моментів

$$m_{z_{zo}} = m_z - m_{z_{\delta_{zo}}} = K_{zo} A a_{zo} (\alpha + \varphi - \varepsilon), \quad (10.3)$$

де K_{zo} – коефіцієнт гальмування швидкості;

$A = \frac{S_{GO} L_{GO}}{S b}$ – коефіцієнт статичного моменту горизонтального

оперення;

L_{GO} – відстань від точки 25% САХ крила до 25% САХ ГО;

$a_{zo} = (c_y^a)_{GO} = \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{GO}$ – похідна коефіцієнта підйимальної сили ГО

за кутом атаки;

α – кут атаки (крила);

φ – кут установлення ГО;

ε – кут скосу потоку біля ГО.

Таким чином, дійсний кут атаки горизонтального оперення

$$\alpha_{ГО} = \alpha + \varphi - \varepsilon \quad (10.4)$$

За одержаними даними на одному графіку будують криві залежностей $m_z = f(\alpha, \varphi)$ і $m_{z_{бзо}} = f_1(\alpha)$, як це показано на рис. 10.1. В точках перетину кривої $m_{z_{бзо}}$ з кривими m_z величини $m_{z_{зо}}$ будуть рівні нулю.

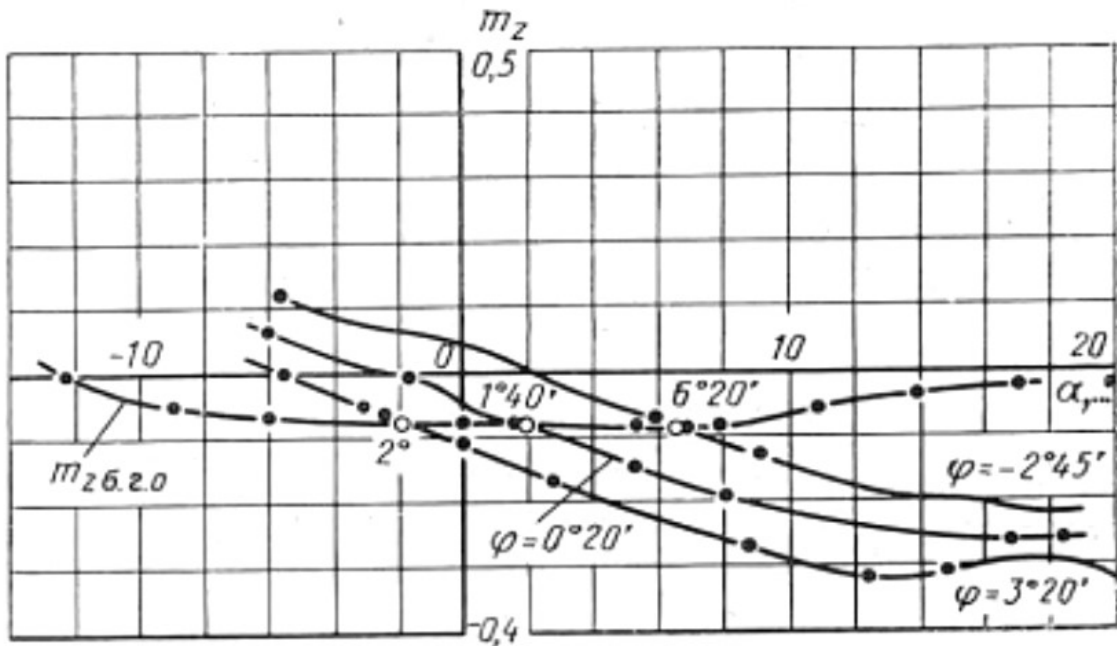


Рис. 10.1. Графіки залежності коефіцієнта моменту тангажа m_z моделі літака від кута атаки α та кута установлення стабілізатора φ і коефіцієнта моменту тангажа тієї ж моделі без ГО від кута атаки

Цій умові будуть відповідати певні кути атаки, які визначаються за графіком, а кути установлення стабілізатора задаються при монтажі стабілізатора на модель літака.

З умови рівності $m_{z_{зо}} = 0$ отримаємо рівняння зв'язку для величин кутів

$$\alpha + \varphi - \varepsilon = 0. \quad (10.5)$$

Тобто кут скосу потоку біля оперення дорівнюватиме алгебраїчній сумі кутів атаки та устанавлення стабілізатора

$$\varepsilon = \alpha + \varphi. \quad (10.6)$$

Отримані дані наносять на графік $\varepsilon = f(\alpha)$ (рис. 10.2).

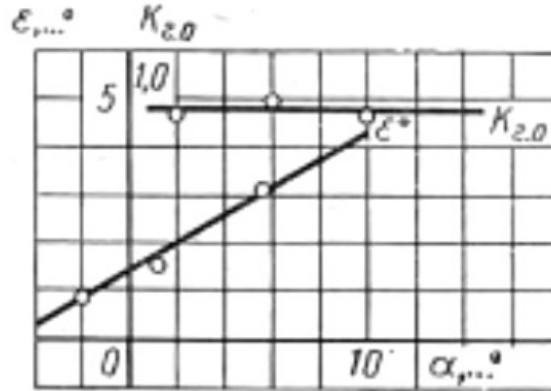


Рис. 10.2. Графіки залежності кута ε скосу потоку на ГО від кута атаки α та коефіцієнта гальмування швидкості K_{zo}

Графік демонструє, що кут ε скосу потоку практично пропорційний коефіцієнту підйімальної сили c_y (на лінійній ділянці), тому звичайно приймають $\varepsilon = D c_y$, де D – коефіцієнт пропорційності.

Друга частина роботи полягає у визначенні коефіцієнта K_{zo} гальмування швидкості в області розташування ГО.

При нормальній схемі коефіцієнт повного моменту запишеться у вигляді

$$m_z = m_{z_{\delta zo}} - K_{zo} A a_{zo} (\alpha + \varphi - \varepsilon), \quad (10.7)$$

звідки

$$K_{zo} a_{zo} = \frac{m_{z_{\delta zo}} - m_z}{A(\alpha + \varphi - \varepsilon)} \quad (10.8)$$

Взявши ряд значень кута атаки при постійному куті устанавлення стабілізатора та положенні центру тяжіння літака, знаходять кут скосу потоку за графіком рис. 10.2; а величини $m_{z_{\delta zo}}$ та m_z – з графіку 10.1. Звідси одержуємо K_{zo} і a_{zo} .

Величина похідної a_{zo} залежить головним чином від ефективного видовження горизонтального оперення, яке можна визначити за графіком на рис. 10.3. Видовження горизонтального оперення для нормальної схеми розраховується за формулою:

$$\lambda_{zo} = \frac{l_{zo}^2}{S_{zo}}, \quad (10.9)$$

де l_{zo} – розмах ГО в м;

S_{zo} – площа ГО в м².

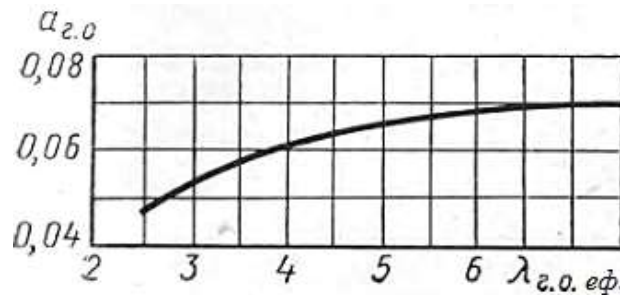


Рис. 10.3. Залежність a_{zo} від $\lambda_{zo \text{ еф}}$

Для даного літального апарату коефіцієнт A залишається постійним.

У випадку виконання вертикального оперення (ВО) у вигляді двох шайб, розташованих на кінцях ГО, ефективне видовження ГО розраховується за емпіричною формулою:

$$\lambda_{zo \text{ еф}} = \lambda_{zo} \left(1 + 1,66 \frac{l_{vo}}{l_{zo}}\right) \quad (10.10)$$

де l_{vo} – висота ВО (шайби),

l_{zo} – відстань між кілями ВО (шайбами).

Коефіцієнт гальмування швидкості визначається за формулою

$$K_{zo} = \frac{m_{z \text{ бзо}} - m_z}{A a_{zo} (\alpha + \varphi - \varepsilon)} \quad (10.11)$$

Після проведених обчислень будується графік залежності $K_{zo} = f_3(\alpha)$ (див. рис. 10.2).

За результатами проведеного експерименту та побудованих графіків можна судити про ефективність горизонтального оперення. Слід пам'ятати, що знайдені величини кутів скосу потоку біля оперення характеризують лише середні значення в області розташування ГО.

Загалом кут скосу потоку та ефективність оперення сильно залежать від взаємного впливу частин літака (фюзеляжу з крилом, фюзеляжу з ГО тощо).

Наближені формули для визначення кута скосу потоку наведені в [2, 3].

Підготовка до виконання роботи:

Перед початком роботи необхідно вивчити теоретичний матеріал за конспектом лекцій і даними методичними вказівками.

Опис лабораторної установки та методики експерименту

1. Препарована модель літака зі знімним оперенням (рис. 10.4, 10.5).
2. Шаблони крила та горизонтального оперення в характерних перерізах.
3. Моментний (центровий) пристрій.
4. Набір різноваг.
5. Контрольний насадок аеродинамічної труби.
6. Мікроманометр контрольного насадку.
7. Два прямовиса для установлення крила моделі під кутом атаки 0° до вісі аеродинамічної труби.

При розрахунку необхідно користуватись формулами:

$$m_z = m_{z_{\delta z o}} + m_{z_{z o}},$$

$$m_z = \frac{M_z}{q S b_A} = \frac{G r}{(a - a_0) \sin \varphi \gamma K_{\xi} \mu S b_A},$$

$$m_{z_{z o}} = m_z - m_{z_{\delta z o}} = K_{z o} A a_{z o} (\alpha + \varphi - \varepsilon),$$

де $K_{z o}$ – коефіцієнт гальмування швидкості;

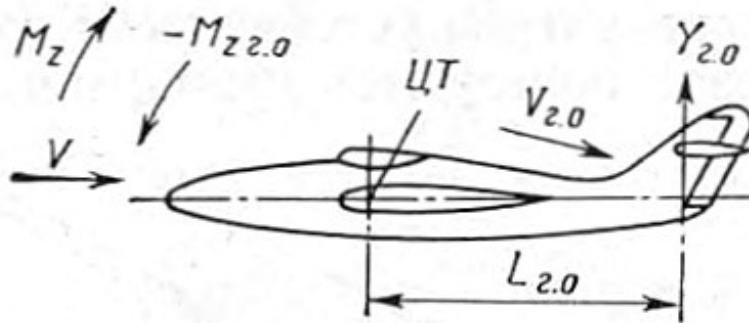


Рис. 10.4. До визначення коефіцієнта гальмування швидкості біля оперення.

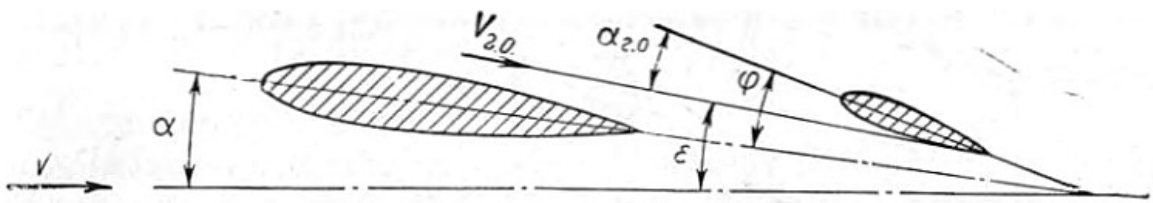


Рис. 10.5. Схема обтікання потоком горизонтального оперення.

$A = \frac{S_{ГО} L_{ГО}}{S b}$ – коефіцієнт статичного моменту ГО;

$S_{ГО}$ – площа горизонтального оперення;

$L_{ГО}$ – відстань від точки 25% САХ крила до 25% САХ ГО;

S, b – площа та хорда крила, відповідно;

$a_{zo} = (c_y^a)_{ГО} = \left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{ГО}$ – похідна коефіцієнта підйімальної сили ГО

за кутом атаки;

α – кут атаки (крила);

φ – кут установлення ГО;

ε – кут скосу потоку біля ГО.

$$\varepsilon = \alpha + \varphi.$$

$$\lambda_{zo} = \frac{l_{zo}^2}{S_{zo}},$$

$$\lambda_{zo\text{ }ef} = \lambda_{zo} \left(1 + 1,66 \frac{l_{eo}}{l_{zo}}\right),$$

де l_{eo} – висота ВО (шайби),

l_{zo} – відстань між кілями ВО (шайбами).

де l_{zo} – розмах ГО в м;

S_{zo} – площа ГО в м².

$$K_{zo} = \frac{m_{z\text{ }6zo} - m_z}{Aa_{zo}(\alpha + \varphi - \varepsilon)}.$$

Порядок виконання роботи:

1. Ознайомитись з установкою.
2. Встановити препаровану модель літака на моментному пристрої аеродинамічної труби при заданому положенні центра ваги літака під кутом $\alpha=0^\circ$, при цьому стрілку приладу сумістити з нулем шкали лімба.
3. Встановити стабілізатор під заданим кутом φ .
4. Приєднати контрольний насадок до мікроманометру та провести нульовий відлік.
5. Провести випробування моделі в аеродинамічній турбі в заданому діапазоні кутів атаки.
6. Змінити кут установлення стабілізатора та повторити випробування.
7. Випробування повторюється стільки разів, скільки кутів установлення стабілізатора передбачено робочою програмою випробувань.
8. Провести випробування моделі літака без горизонтального оперення при тих же кутах атаки, що в пунктах 5...7.
9. Обробити отримані дані, розрахувати коефіцієнти поздовжнього моменту.
10. Визначити кути скосу потоку в околі горизонтального оперення.

11. Розрахувати ефективне видовження горизонтального оперення та похідну $a_{zo} = (c_y^a)_{ГО}$.
12. Визначити коефіцієнт гальмування швидкості в околі горизонтального оперення.
13. Результати обробки даних представити у вигляді графіків $m_z = f(\alpha, \varphi)$, $m_{z_{го}} = f_1(\alpha)$; $\varepsilon = f_2(\alpha)$; $K_{zo} = f_3(\alpha)$.
14. Оформити звіт.

Зміст звіту

Звіт оформлюється на аркушах формату А4. Орієнтовний обсяг звіту 5–6 аркушів. Зміст звіту складається з табличних даних, знятих з приладів під час експерименту, а саме $m_z = f(\alpha, \varphi)$; побудованих за цими даними графіків залежності коефіцієнта моменту тангажа m_z моделі літака від кута атаки α та кута установлення стабілізатора φ і коефіцієнта моменту тангажа тієї ж моделі без ГО від кута атаки, графіків залежності кута ε скосу потоку на ГО від кута атаки α та коефіцієнта гальмування швидкості K_{zo} ; розрахованих значень коефіцієнтів K_{zo} і a_{zo} ; та висновків, у яких вказується, чому дорівнюють значення кута скосу потоку та коефіцієнта гальмування потоку біля хвостового оперення.

Контрольні питання:

1. Що таке скіс потоку біля оперення?
2. Як визначити істинний кут атаки біля оперення?
3. Що таке коефіцієнт гальмування швидкості?
4. Як впливає $L_{ГО}$ на величину коефіцієнта гальмування швидкості?
5. Як розраховується ефективне видовження ГО?
6. Які існують наближені формули для розрахунку скосу потоку на оперенні?

Наукове завдання

Чим з точки зору скосу потоку принципово відрізняється заднє крило в схемі «тандем» від горизонтального оперення в класичній схемі літака?

Список рекомендованої літератури

1. *Орлов Н. А.* Методическое руководство к лабораторным работам по курсу экспериментальной аэродинамики [Текст] / Н.А. Орлов, Е.А. Воропаев. – К.: Самиздат, 2006.
2. *Вотяков, В. Д.* Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем – Ч. 1 «Аэродинамика» [Текст] / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.
3. *Остославский, И. В.* Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.